

RELAZIONE D'INCHIESTA

INCIDENTE
occorso all'aeromobile
R22 Beta II marche di identificazione I-ANSO,
Torri del Benaco (VR),
26 ottobre 2009

INDICE

INDICE	I
OBIETTIVO DELL'INCHIESTA DI SICUREZZA	III
GLOSSARIO	IV
PREMESSA	V
CAPITOLO I - INFORMAZIONI SUI FATTI	1
1. GENERALITÀ	1
1.1. STORIA DEL VOLO	1
1.2. LESIONI RIPORTATE DALLE PERSONE	2
1.3. DANNI RIPORTATI DALL'AEROMOBILE	2
1.4. ALTRI DANNI	2
1.5. INFORMAZIONI RELATIVE AL PERSONALE	2
1.5.1. Equipaggio di condotta	2
1.6. INFORMAZIONI SULL'AEROMOBILE	2
1.6.1. Informazioni generali	2
1.6.2. Informazioni specifiche	3
1.6.3. Informazioni supplementari	4
1.7. INFORMAZIONI METEOROLOGICHE	7
1.8. ASSISTENZA ALLA NAVIGAZIONE	8
1.9. COMUNICAZIONI	8
1.10. INFORMAZIONI SULL'AEROPORTO	8
1.11. REGISTRATORI DI VOLO	8
1.12. INFORMAZIONI SUL RELITTO E SUL LUOGO DI IMPATTO	8
1.13. INFORMAZIONI DI NATURA MEDICA E PATOLOGICA	17
1.14. INCENDIO	17
1.15. ASPETTI RELATIVI ALLA SOPRAVVIVENZA	17
1.16. PROVE E RICERCHE EFFETTUATE	17
1.17. INFORMAZIONI ORGANIZZATIVE E GESTIONALI	18
1.18. INFORMAZIONI SUPPLEMENTARI	18
CAPITOLO II - ANALISI	20
2. GENERALITÀ	20
2.1. FATTORE AMBIENTALE	20
2.2. FATTORE TECNICO	20
2.3. FATTORE UMANO	21

2.4.	DINAMICA DELL'INCIDENTE	22
	CAPITOLO III - CONCLUSIONI	23
3.	GENERALITÀ	23
3.1.	EVIDENZE	23
3.2.	CAUSE	24
	CAPITOLO IV - RACCOMANDAZIONI DI SICUREZZA	25
4.	RACCOMANDAZIONI	25
	ELENCO ALLEGATI	26

OBIETTIVO DELL'INCHIESTA DI SICUREZZA

L'Agenzia nazionale per la sicurezza del volo (ANSV), istituita con il decreto legislativo 25 febbraio 1999 n. 66, si identifica con l'autorità investigativa per la sicurezza dell'aviazione civile dello Stato italiano, di cui all'art. 4 del regolamento UE n. 996/2010 del Parlamento europeo e del Consiglio del 20 ottobre 2010. **Essa conduce, in modo indipendente, le inchieste di sicurezza.**

Ogni incidente e ogni inconveniente grave occorso ad un aeromobile dell'aviazione civile è sottoposto ad inchiesta di sicurezza, nei limiti previsti dal combinato disposto di cui ai paragrafi 1 e 4 dell'art. 5 del regolamento UE n. 996/2010.

Per inchiesta di sicurezza si intende un insieme di operazioni comprendente la raccolta e l'analisi dei dati, l'elaborazione delle conclusioni, la determinazione della causa e/o di fattori concorrenti e, ove opportuno, la formulazione di raccomandazioni di sicurezza.

L'unico obiettivo dell'inchiesta di sicurezza consiste nel prevenire futuri incidenti e inconvenienti, non nell'attribuire colpe o responsabilità (art. 1, paragrafo 1, regolamento UE n. 996/2010). Essa, conseguentemente, è condotta indipendentemente e separatamente da inchieste (come, ad esempio, quella dell'autorità giudiziaria) finalizzate all'accertamento di colpe o responsabilità.

L'inchiesta di sicurezza è condotta in conformità con quanto previsto dall'Allegato 13 alla Convenzione relativa all'aviazione civile internazionale (stipulata a Chicago il 7 dicembre 1944, approvata e resa esecutiva in Italia con il decreto legislativo 6 marzo 1948, n. 616, ratificato con la legge 17 aprile 1956, n. 561) e dal regolamento UE n. 996/2010.

Ogni inchiesta di sicurezza si conclude con una relazione redatta in forma appropriata al tipo e alla gravità dell'incidente o dell'inconveniente grave. Essa può contenere, ove opportuno, raccomandazioni di sicurezza, che consistono in una proposta formulata a fini di prevenzione.

Una raccomandazione di sicurezza non costituisce, di per sé, una presunzione di colpa o un'attribuzione di responsabilità per un incidente, un inconveniente grave o un inconveniente (art. 17, paragrafo 3, regolamento UE n. 996/2010).

La relazione garantisce l'anonimato di coloro che siano stati coinvolti nell'incidente o nell'inconveniente grave (art. 16, paragrafo 2, regolamento UE n. 996/2010).

GLOSSARIO

(A): Aeroplane.

AGL: Above Ground Level, al di sopra del livello del suolo.

ANSV: Agenzia nazionale per la sicurezza del volo.

EASA: European Union Aviation Safety Agency, Agenzia dell'Unione europea per la sicurezza aerea.

ENAC: Ente nazionale per l'aviazione civile.

FAA: Federal Aviation Administration, Autorità dell'aviazione civile statunitense.

FIC: Flight Information Center, Centro informazioni di volo.

FT: Foot (piede), unità di misura, 1 ft = 0,3048 metri.

(H): Helicopter.

IAS: Indicated Air Speed, velocità indicata rispetto all'aria.

KIAS: IAS espressa in nodi (kt).

KT: Knot (nodo), unità di misura, miglio nautico (1852 metri) per ora.

MTOM: Maximum Take Off Mass, massa massima al decollo.

NM: Nautical Miles, miglia nautiche (1 nm = 1852 metri).

P/N: Part Number.

POH: Pilot Operating Handbook (o Pilot's Operating Handbook).

PPL: Private Pilot Licence, licenza di pilota privato.

RDL: rapporto di lavoro.

RWY: Runway, pista.

S/N: Serial Number.

TSB (Canada): Transportation Safety Board of Canada, Autorità investigativa canadese per la sicurezza dei trasporti.

UTC: Universal Time Coordinated, orario universale coordinato.

VFR: Visual Flight Rules, regole del volo a vista.

PREMESSA

L'incidente è occorso il 26 ottobre 2009, alle ore 13.00' UTC circa, allorché l'elicottero R22 Beta II marche di identificazione I-ANSO, nel corso di un volo locale con decollo dall'aeroporto di Verona Boscomantico (LIPN), con il pilota e un passeggero a bordo, perdeva improvvisamente la controllabilità e precipitava, da circa 500 piedi, nelle acque del Lago di Garda prospicienti la località di Torri del Benaco (VR).

L'evento è stato comunicato all'ANSV dall'ENAC il giorno stesso dell'evento.

Tutti gli orari riportati nella presente relazione d'inchiesta, se non diversamente specificato, sono espressi in **ora UTC** (Universal Time Coordinated, orario universale coordinato), che, alla data dell'evento, corrispondeva all'ora locale meno due ore.

CAPITOLO I

INFORMAZIONI SUI FATTI

1. GENERALITÀ

Di seguito vengono illustrati gli elementi oggettivi raccolti nel corso dell'inchiesta di sicurezza.

1.1. STORIA DEL VOLO

Il giorno 26 ottobre 2009, l'elicottero R22 Beta II marche I-ANSO decollava, in VFR, alle ore 12.49' dall'aeroporto di Verona Boscomantico per l'effettuazione di un volo turistico, senza piano di volo, nella zona del Lago di Garda, con a bordo il pilota (proprietario dell'aeromobile) e un passeggero.

Alle 13.01', il pilota comunicava a Padova FIC di essere sul lago di Garda a 1100 piedi e veniva istruito a riportare nuovamente "lasciando la zona".

Pochi minuti dopo, senza ulteriori comunicazioni, mentre procedeva in volo rettilineo verso Nord, seguendo il profilo della costa orientale del lago, a circa 500 piedi di quota, l'elicottero assumeva un assetto appruato e precipitava nelle acque prospicienti l'abitato di Torri del Benaco (VR).

L'impatto, occorso nel punto di coordinate geografiche 45° 36' 22.76" N - 010° 41' 04.29" E (foto 1), provocava il decesso istantaneo di entrambi gli occupanti.



Foto 1: punto d'impatto.

1.2. LESIONI RIPORTATE DALLE PERSONE

<i>lesioni</i>	<i>equipaggio</i>	<i>passaggeri</i>	<i>altri</i>
mortali	1	1	-
gravi	-	-	-
lievi	-	-	-

1.3. DANNI RIPORTATI DALL'AEROMOBILE

A seguito dell'evento, l'aeromobile è andato completamente distrutto.

1.4. ALTRI DANNI

L'incidente non ha arrecato danni a terzi in superficie.

1.5. INFORMAZIONI RELATIVE AL PERSONALE

1.5.1. Equipaggio di condotta

Generalità: maschio, nazionalità italiana, 46 anni.
Licenza: PPL(H) in corso di validità; PPL(A) in corso di validità.
Abilitazioni in esercizio: R22 e R44; radiotelefonia in lingua italiana.
Proficiency check e safety course effettuato su R22 in data 3.6.2009.
Controllo medico: certificato medico di classe seconda, in corso di validità.
Esperienza di volo totale: 188h 51' su elicottero, di cui 56h 35' a doppio comando.
Sul tipo: 173h 25'.
ultimi 90 gg.: 8h 14'.
ultimi 7 gg.: 0 h.

1.6. INFORMAZIONI SULL'AEROMOBILE

1.6.1. Informazioni generali

L'elicottero R22 Beta II (foto 2) è un aeromobile di fabbricazione statunitense, prodotto dalla Robinson Helicopter Company. Si tratta di un monomotore, biposto, dotato di un

sistema rotorico a bassa inerzia, costituito da un rotore principale bipala e da un rotore di coda anch'esso bipala.

Il gruppo motopropulsivo è composto da un motore alternativo, a quattro cilindri contrapposti orizzontali; la trasmissione è realizzata attraverso due pulegge, rispettivamente poste all'uscita dell'albero motore e all'ingresso della trasmissione, collegate fra loro tramite due cinghie in gomma denominate *V-belt*. Le cinghie installate sull'elicottero (P/N A109-2 Rev. Y) provenivano dal lotto 307.



Foto 2: R22 Beta II marche I-ANSO.

1.6.2. Informazioni specifiche

Marche di naz. e immatricolazione: I-ANSO.

Anno di costruzione: 2007.

S/N: 4153.

Certificato di navigabilità: in corso di validità.

Proprietario/esercente: persona fisica.

Ore di volo totali: 172h.

Motore: Textron Lycoming Mod. 0-360-J2A da 145 hp,
S/N L-40792-36E.

MTOM: 621,3 kg.

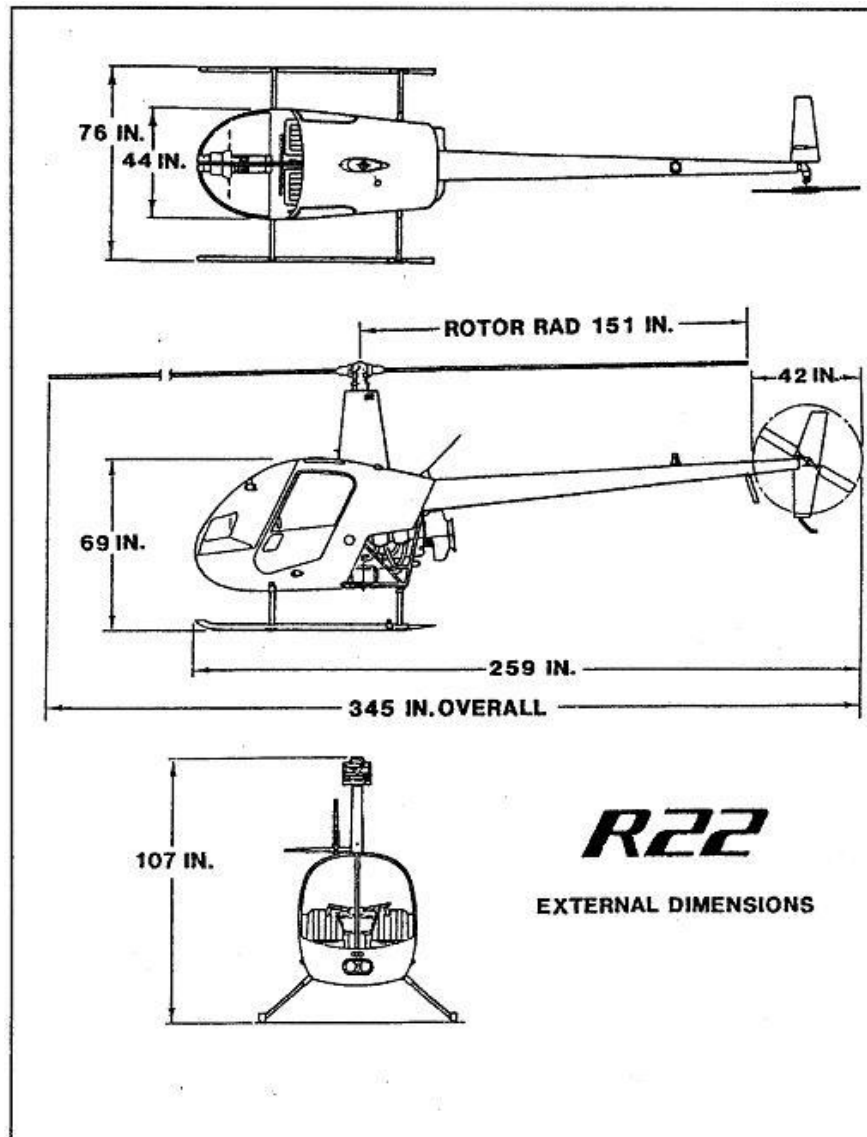


Figura 1: dimensioni esterne elicottero R22.

1.6.3. Informazioni supplementari

Informazioni manutentive

Dopo l'importazione, l'elicottero era stato assemblato dalla Adria Air Service, società di manutenzione della Elifriulia, rappresentante in Italia della Robinson, tra il 28 giugno e il 4 luglio 2007.

Dopo soli 22 giorni, quando l'elicottero aveva accumulato 13h 24' di volo, la medesima società provvedeva ad operare la sostituzione dell'attuatore tendicinghia per malfunzionamento del componente (avarìa alle molle).

Il programma di manutenzione, acquisito nel corso dell'investigazione, è stato elaborato dall' esercente in ottemperanza a quanto richiesto dall'EASA Part M.A. 302 e secondo quanto raccomandato dai costruttori dell'aeromobile, del motore e dei

componenti/equipaggiamenti; esso si basa sull'ispezione 100 ore/annuale, integrato dai requisiti di sostituzione di parti a vita limitata.

Il contratto stipulato per il mantenimento dell'aeronavigabilità affidava ad una ditta certificata la gestione e l'organizzazione dell'attività manutentiva in accordo al predetto programma.

L'elicottero era stato regolarmente sottoposto ai controlli stabiliti dalle scadenze previste dal Programma di manutenzione. L'ultima ispezione 100h (cellula e motore) era stata effettuata in data 31 maggio 2009 (RdL 38-09), quando l'elicottero aveva totalizzato 148h di volo. Nel corso di tale intervento non risulterebbe essere stato eseguito il controllo della "Puleggia inferiore" previsto dalla lista di Controllo IF/R22/100/C, ed. 1, rev. 3, del 20.7.2007.

Mast bumping

Il *mast bumping* è un fenomeno che interessa i rotori a bilanciere, per il quale non esistono manovre di rimessa e che comporta la perdita del rotore principale a seguito dell'urto delle pale con il relativo albero.

Esso è causato da un'oscillazione forzata del disco fino a scavalcare i fermi meccanici, indotta da un rapido spostamento dei comandi in condizioni di rotore scarsamente caricato.

Le manovre tipiche che possono condurre al *mast bumping* sono:

- piantata motore;
- perdita del rotore di coda;
- manovre ai limiti dell'inviluppo di volo;
- volo tattico seguendo il profilo del terreno o rasoterra (operazioni di tipo militare).

In particolare, tra le manovre ai limiti dell'inviluppo di volo, quella che più comunemente può indurre tale fenomeno è l'affondata (ciclico "tutto avanti") condotta con rotore a basso numero di giri.

Il POH dell'aeromobile riporta nella Sezione 2 "Limitazioni", pag. 2-6 "*Flight and Maneuver Limitations*" la seguente *CAUTION*: «Un avanzamento del ciclico effettuato a partire da volo livellato o successivamente ad una richiamata causa una condizione di basso carico (quasi assenza di peso) che può portare ad una catastrofica perdita di controllo laterale. Per eliminare una condizione di basso carico, azionare immediatamente indietro la leva del ciclico in modo graduale. Qualora, durante una condizione di basso carico, iniziasse un rollio a destra, azionare gradualmente all'indietro la leva del ciclico per riportare il rotore in condizione di carico prima di applicare ciclico laterale per fermare il rollio.».

Nella Sezione 4 “Procedure normali”, pag 4-14 del predetto POH, si fa diretto riferimento al *mast bumping* riportando la seguente nota AD 95-26-04 emessa dalla FAA:

«Mast Bumping: Mast bumping may occur with a teetering rotor system when excessive main rotor flapping results from low “G” (load factor below 1.0) or abrupt control input. A low “G” flight condition can result from an abrupt cyclic pushover in forward flight. High forward airspeed, turbulence and excessive sideslip can accentuate the adverse effects of these control movements. The excessive flapping results in the main rotor hub assembly striking the main rotor mast with subsequent main rotor system separation from the helicopter. To avoid these conditions, pilots are strongly urged to follow these recommendations: 1) Maintain cruise airspeeds between 60 KIAS and less than 0.9 Vne, but no lower than 57 KIAS. 2) Use maximum “power-on” RPM at all times during powered flight. 3) Avoid sideslip during flight. Maintain in-trim flight at all times. 4) Avoid large, rapid forward cyclic inputs in forward flight, and abrupt control inputs in turbulence.».

La stessa nota include inoltre il seguente riferimento allo stallo del rotore principale:

«Main Rotor Stall: Many factors may contribute to main rotor stall and pilot should be familiar with them. Any flight condition that creates excessive angle of attack on the main rotor blades can produce a stall. Low main rotor RPM, aggressive maneuvering, high collective angle (often the result of high-density altitude, over-pitching [exceeding power available] during climb, or high forward airspeed) and slow response to the low main rotor RPM warning horn and light may result in main rotor stall. The effect of these conditions can be amplified in turbulence. Main rotor stall can ultimately result in contact between the main rotor and airframe. Additional information on main rotor stall is provided in the Robinson Helicopter Company Safety Notices SN-10, SN-15, SN-20, SN-24, SN-27, and SN-29.».

Procedure d'emergenza

Le procedure d'emergenza sono riportate nella Sezione 3 del POH. In particolare, a pag. 3-1, vengono così descritte le generalità relative alla perdita di potenza.

POWER FAILURE – GENERAL

1. Una perdita di potenza può essere causata da un'avaria al motore o alla trasmissione e sarà usualmente indicata dall'avviso acustico di bassi RPM.
2. Un'avaria al motore può essere indicata da un cambio nel livello di rumore, da un'imbardata del muso a sinistra, dalla spia della pressione dell'olio o dalla diminuzione dei giri motore.

3. Un'avaria della trasmissione può essere indicata da un rumore o da una vibrazione inusuale, da un'imbardata del muso a destra o sinistra, o da una diminuzione dei giri rotore contemporanea ad un aumento dei giri motore.

Qualora la perdita di potenza avvenga fra gli 8 e i 500 piedi AGL, alla pagina successiva è quindi riportata la seguente procedura d'emergenza da adottare:

POWER FAILURE BETWEEN 8 FEET AND 500 FEET AGL

1. *Omissis.*
2. Se si verifica l'avaria, abbassare immediatamente il collettivo per mantenere i giri rotore.
3. Aggiustare il collettivo per mantenere i giri rotore in arco verde o azionare completamente in basso il collettivo se il peso ridotto non consenta di stare al di sopra del 97%.
4. Mantenere la velocità all'aria fino all'avvicinamento al suolo, poi iniziare la richiamata con il ciclico per ridurre il rateo di discesa e la velocità orizzontale.
5. A circa 8 piedi, azionare il ciclico in avanti per livellare l'aeromobile e sollevare il collettivo appena prima del contatto per ammortizzare l'atterraggio. Atterrare con pattini livellati e muso dritto.

Nella stessa Sezione, all'interno del paragrafo "*Warning/Caution Lights*", pag. 3-9, per quanto concerne la *Clutch*, è specificato quanto segue:

«*CLUTCH*. Indicates that clutch actuator circuit is on, either engaging or disengaging the clutch. When the switch is in the ENGAGE position, the light stays on until the belts are properly tensioned. Never take off before the light goes out.».

«NOTE. The clutch light may come on momentarily during run-up or during flight to retension the belts as they warm-up and stretch slightly. This is normal. If, however the light flickers or comes on in flight and does not go out within 7 or 8 seconds, pull the CLUTCH circuit breaker, reduce power, and land immediately. Be prepared to enter autorotation. Inspect drive system for a possible malfunction.».

1.7. INFORMAZIONI METEOROLOGICHE

Il giorno dell'incidente, le condizioni meteorologiche sull'aeroporto di Verona Villafranca, alle ore 13.00', erano caratterizzate da una condizione di vento proveniente dai settori meridionali, di intensità pari a 4 nodi, e da una visibilità superiore ai 10 km, in presenza di una temperatura di 20 °C e umidità relativa del 43%.

I dati trasmessi dall'unità della Guardia costiera del Lago di Garda, intervenuta sul luogo dell'incidente nell'immediatezza dell'evento, riferivano di una condizione locale di vento debole da Sud/Sud-Est, ottima visibilità, cielo sereno e lago calmo.

1.8. ASSISTENZA ALLA NAVIGAZIONE

Non pertinente

1.9. COMUNICAZIONI

Il pilota dell'I-ANSO aveva comunicato, via radio, a Padova FIC l'intenzione di effettuare un volo a circuito chiuso, dall'aeroporto di Verona Boscomantico allo stesso aeroporto, sorvolando il Lago di Garda a 1100 piedi. Alle 14.01', il pilota riportava, sempre a Padova FIC, di aver raggiunto il lago, ricevendo, come risposta, di riportare lasciando la zona. Il pilota confermava che avrebbe riportato lasciando il Lago di Garda; questa è stata l'ultima comunicazione intercorsa con Padova FIC.

1.10. INFORMAZIONI SULL'AEROPORTO

L'aeroporto di Verona Boscomantico si trova a 1,5 NM a Nord-Ovest della città di Verona. Ha una elevazione di 286 piedi e dispone di una RWY in asfalto denominata 08/26, lunga 1014 m e larga 22 m.

1.11. REGISTRATORI DI VOLO

Per la categoria dell'aeromobile in questione non è prevista l'installazione a bordo di registratori di volo.

1.12. INFORMAZIONI SUL RELITTO E SUL LUOGO D'IMPATTO

Al momento del sopralluogo effettuato dal personale investigativo ANSV, quando già i corpi degli occupanti erano stati rimossi, il relitto si presentava con la fiancata sinistra adagiata sul fondo del lago, a circa 5 m dalla riva e il pattino destro fuori dalla superficie dell'acqua (foto 3).

La cabina evidenziava diffusi e gravi danneggiamenti, costituiti da rotture e deformazioni riscontrate sia nella zona frontale, distrutta nella sua parte inferiore, sia sulle fiancate.

La trave di coda risultava rotta in due punti: a circa 50 cm dall'estremità anteriore (freccia rossa in foto 3) e in corrispondenza della seconda chiodatura a partire dall'estremità posteriore (freccia gialla in foto 3).



Foto 3: vista generale del relitto.

Mentre il primo dei due danneggiamenti è caratterizzato da un taglio circolare del rivestimento senza interessamento dell'albero di trasmissione e dell'asta comando passo del rotore di coda (foto 4), il secondo è associato alla recisione dell'ultima porzione della trave, recuperata separatamente nelle immediate vicinanze del relitto (foto 5), priva degli impennaggi (foto 6), ma con ancora collegato il rotore di coda.



Foto 4: dettaglio della rottura circolare della trave di coda.



Foto 5: frammento terminale della trave di coda con rotore di coda ancora collegato.



Foto 6: frammento contenente gli impennaggi di coda.

Su tale frammento, le sezioni dell'albero di trasmissione e dell'asta comando passo si presentavano ritorte (foto 7), suggerendo con ciò che, al momento della separazione, l'albero di trasmissione fosse ancora in piena rotazione.



Foto 7: terminale della trave di coda; particolare delle aste ritorte.

Le deformazioni riscontrate a carico delle aste e la modalità di rottura delle stesse (foto 8) risulterebbero compatibili con un'azione di taglio dell'intero frammento ad opera di una pala del rotore principale.



Foto 8: deformazioni e rotture dell'albero di trasmissione (a) e dell'asta comando passo (b).

Le operazioni di recupero del relitto sono state condotte, sotto la supervisione dell'investigatore dell'ANSV, dal Nucleo sommozzatori dei Vigili del fuoco di Venezia il giorno successivo a quello dell'incidente, utilizzando dei palloni di sollevamento che consentissero la preliminare movimentazione del relitto stesso, evitando, così, di arrecare nuovi danni per sfregamento con il fondale; successivamente il relitto veniva portato

nell'area prospiciente un vicino pontile, dove fosse possibile l'utilizzo di un carro ponte per recuperarlo (foto 9 e 10).

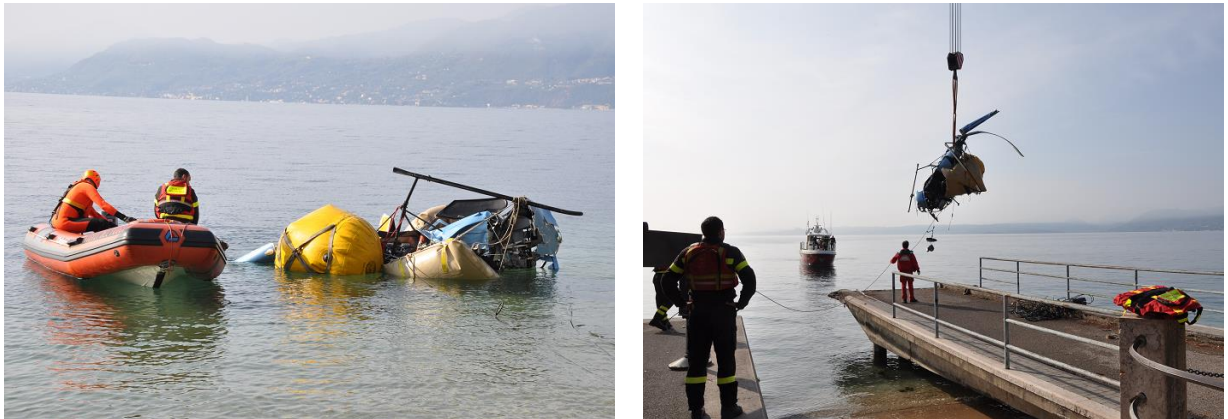


Foto 9 e 10: operazioni di recupero.

La successiva osservazione delle due pale del rotore principale (foto 11) evidenziava come una di esse, la pala S/N 6363, fosse spezzata in due punti, rispettivamente a circa 40 e 290 cm dal mozzo, mentre l'altra, la pala S/N 6373, risultasse integra, seppure fortemente deformata verso l'alto.



Foto 11: rotture riscontrate a carico della pala S/N 6363.

In particolare, la rottura più esterna a carico della pala S/N 6363 (freccia rossa in foto 11 e foto 12) era costituita da uno squarcio dall'alto verso il basso; le striature nere osservate in

questa zona sul rivestimento bianco della superficie superiore della pala e la posizione di ritrovamento dell'elicottero farebbero ritenere che questa rottura sia stata provocata dall'urto della pala con il pattino sinistro.



Foto 12: evidenze riscontrate sulla rottura più esterna della pala S/N 6363.

La pala S/N 6373 mostra, invece, in prossimità della sua zona apicale, segni di interferenza sul bordo d'ingresso (foto 13), compatibili con il taglio della porzione posteriore della trave di coda precedentemente descritto.

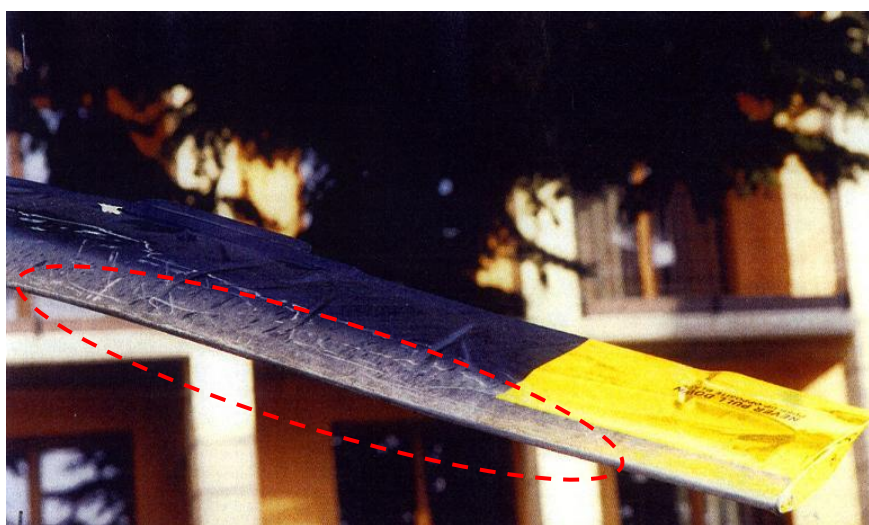


Foto 13: segni di interferenza sull'estremità della pala S/N 6373.

Il mozzo rotore principale (foto 14) presentava la rottura del bullone della cerniera di flappeggio della pala S/N 6373 e delle bielle di comando passo di entrambe le pale.

Tali componenti sono stati inviati per analisi al Reparto chimico del Centro sperimentale di volo dell'Aeronautica militare; i risultati delle indagini (allegato "A") hanno evidenziato come tutte le rotture esaminate siano associabili ad un unico meccanismo di frattura per sovraccarico torso-flessionale.

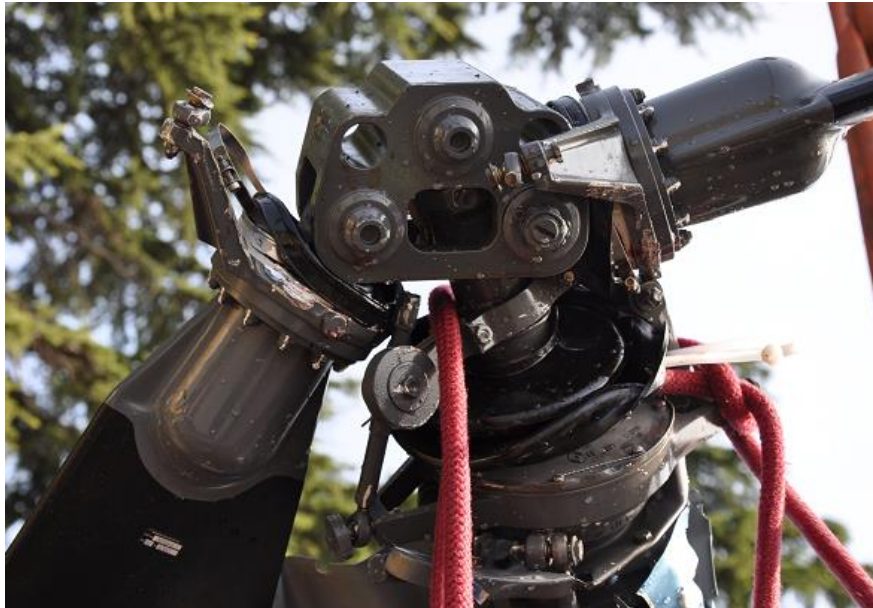


Foto 14: mozzo rotore principale.

Dal pannello strumenti (foto 15) si osserva che, al momento dell'incidente, la posizione dei magneti era su "LEFT" e l'interruttore della frizione su "ENG" (innestato).



Foto 15: dettaglio pannello strumenti.

Per quanto concerne il gruppo motopropulsore, esso risultava disconnesso dalla trasmissione, con la sola cinghia *V-belt* posteriore di collegamento ancora presente, ma

scarrucolata all'indietro dalle pulegge (foto 16). Qui, sulle scanalature anteriori, si rilevava la presenza di residui gommosi, in direzione del retro dell'elicottero (foto 17).

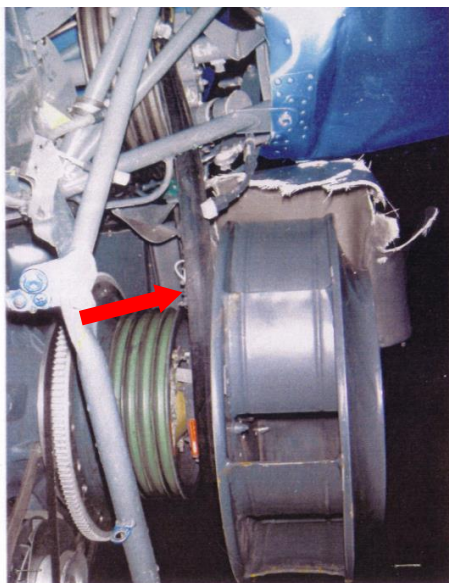


Foto 16: V-belt come ritrovata sul relitto.

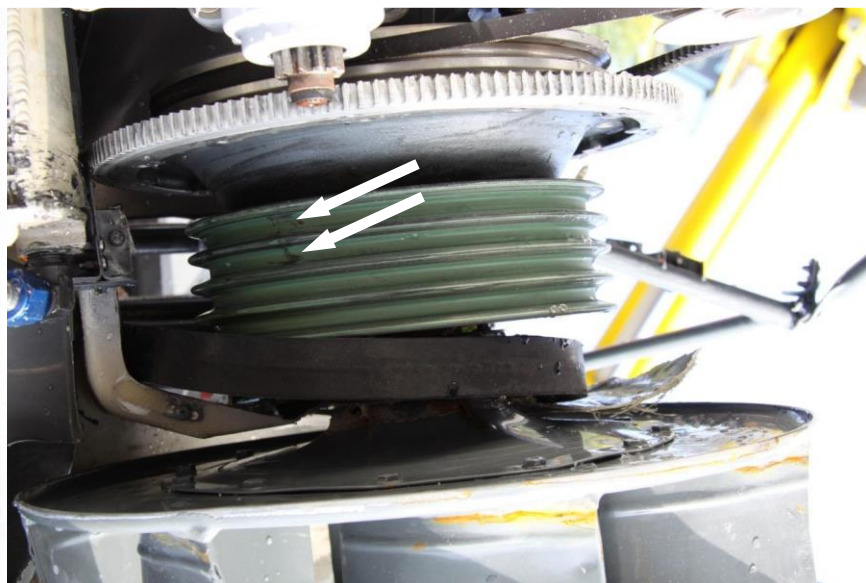


Foto 17: residui gommosi sulle pulegge.

La cinghia presente veniva successivamente tagliata per facilitare lo smontaggio del gruppo motopropulsore, onde sottoporlo ad apposite indagini di laboratorio presso ditta certificata; i risultati delle analisi (allegato "B") hanno consentito di escludere qualsiasi avaria a carico del motore.

Sul relitto, l'attuatore tendi-cinghia è stato rinvenuto nella posizione e nelle condizioni illustrate in foto 18. La misura dell'estensione dell'attuatore è stata effettuata a partire dalla dimensione nota del suo diametro (0.616 in, freccia rossa in foto 18), fornendo così un valore stimato di circa 1.5 in (freccia bianca in photo 18).

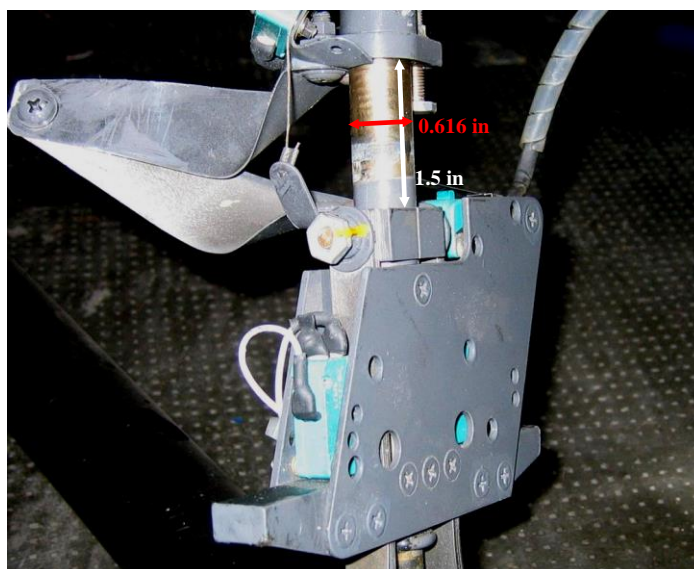


Foto 18: attuatore tendi-cinghia.

Nel corso di due diversi interventi di perlustrazione subacquea, il primo effettuato a ridosso dell'incidente e il secondo condotto in data 19.1.2010, i sommozzatori dei Vigili del fuoco rinvenivano due spezzoni della seconda *V-belt*. Il secondo frammento, lungo circa 68 cm, veniva rinvenuto nel punto di coordinate geografiche 45° 36' 20.16"N, 10° 41' 4.32"E, circa 80 m prima del punto di ritrovamento del relitto (foto 19).



Foto 19: punto di ritrovamento del secondo spezzone della cinghia di trasmissione.

Entrambi i frammenti, unitamente alla cinghia integra, venivano inviati per analisi presso i laboratori del Reparto chimico del Centro sperimentale di volo dell'Aeronautica militare, i cui risultati sono riportati nel successivo paragrafo 1.16.

Dalla posizione dei comandi di volo si riscontrava il collettivo tutto in alto e la pedaliera con pedale destro tutto in avanti. Rispetto alla configurazione "doppio comando", la leva del collettivo sinistro risultava assente e analogamente i pedali della medesima posizione erano stati tolti e stipati sotto il sedile sinistro, mentre l'impugnatura del ciclico risultava ancora installata (foto 20).

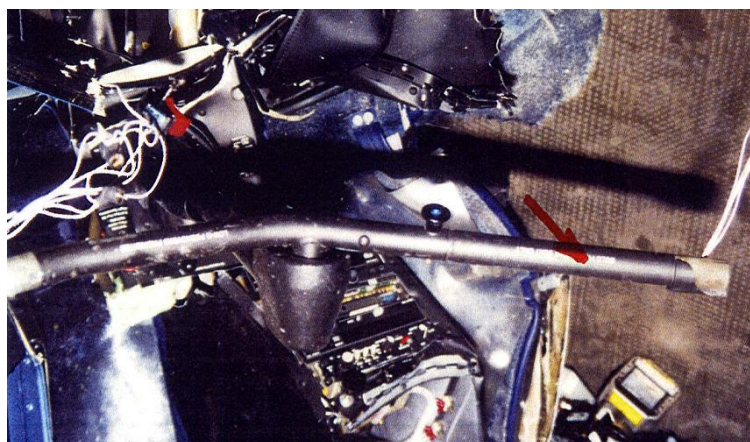


Foto 20: impugnatura sinistra del ciclico come rinvenuta.

In sede di controllo si rilevava inoltre l'inserimento del *breaker* della *clutch* e l'integrità del fusibile di stop della sovratensione dell'attuatore.

1.13. INFORMAZIONI DI NATURA MEDICA E PATOLOGICA

Le indagini autoptiche hanno permesso di stabilire che il decesso di entrambi gli occupanti è stato causato da lesività traumatiche di rilevante entità interessanti tutti i distretti corporei.

Gli accertamenti chimico-tossicologici hanno consentito di escludere la presenza di sostanze che possano aver determinato uno stato di alterazione psico-fisica in grado di pregiudicare temporaneamente le capacità del pilota.

1.14. INCENDIO

Non pertinente.

1.15. ASPETTI RELATIVI ALLA SOPRAVVIVENZA

Non pertinente.

1.16. PROVE E RICERCHE EFFETTUATE

Le analisi chimico-fisico condotte, per confronto con due cinghie nuove, sulla *V-belt* integra e scarrucolata (S/N 13350) e sui due spezzoni ritrovati nel lago hanno consentito di stabilire quanto segue (allegato "C").

- I due frammenti rinvenuti, su cui si riscontrano forti segni di attrito e delaminazioni, appartenevano alla medesima cinghia.
- Le rotture riscontrate su tali frammenti sono compatibili con un fenomeno di sovraccarico a trazione.
- La natura chimica delle cinghie installate a bordo dell'elicottero era coerente con quella delle cinghie nuove. La ridotta percentuale di elementi estraibili/volatili riscontrata sulle cinghie a bordo dell'I-ANSO (7,35÷7,40) rispetto alle nuove (11,40%) ed il conseguente irrigidimento rilevato nel corso delle prove meccaniche veniva attribuito all'effetto delle combinate sollecitazioni meccaniche e termiche di esercizio cui erano andate soggette.

L'analisi dimensionale ha determinato sulla cinghia integra una lunghezza di 1538,5 mm, una larghezza di 28,85 mm e un'altezza media di 8,83 mm. Tali valori risultano rispettivamente 7,5 mm superiore (+0,5%), 0,40 mm inferiore (-1.4%) e 0,18 mm superiore

(+1,9%) rispetto a quelli medi misurati sulle due cinghie nuove (1531,0 x 28,450 x 8,64 mm) e al di fuori dei valori di riferimento forniti dal costruttore (limitatamente a lunghezza e larghezza), che riportano, rispettivamente, per tali dimensioni, l'intervallo 1515,87÷1532,13 mm e 28,35÷29,11 mm.

Sempre in confronto alle cinghie nuove, le analisi hanno inoltre evidenziato una inferiore densità (-2.5%) rispetto ad esse, provocata da una differenza in peso (-6.3%), che eccede quella in volume (-3.8%).

1.17. INFORMAZIONI ORGANIZZATIVE E GESTIONALI

Non pertinente.

1.18. INFORMAZIONI SUPPLEMENTARI

1.18.1. Testimonianze

Le diverse dichiarazioni rilasciate da testimoni oculari al momento dell'incidente, pur se con alcune differenze, sostanzialmente concordano nel sostenere che l'elicottero, procedente da Sud ad una quota di 100/200 m, richiamava improvvisamente l'attenzione per un rumore strano (da taluni definito come *“di sfarfallamento”*, da altri *“paragonabile a quello degli elicotteri quando atterrano o decollano”*, da altri ancora *“di ferraglia”*), seguito dal distacco della coda e da una perdita di controllo laterale, fino alla caduta finale in picchiata nel lago a rotori pressoché fermi.

1.18.2. Precedenti

Una ricognizione condotta su eventi di interesse per la sicurezza del volo occorsi all'elicottero R22 ha fornito il riscontro di 7 casi correlabili alla rottura delle cinghie di trasmissione:

- marche di identificazione G-DLDD, occorso in Gran Bretagna il 28.11.1998 (illesi i due occupanti);
- marche di identificazione G-LEDA, occorso in Gran Bretagna il 27.4.2003 (entrambi feriti i due occupanti, pilota e passeggero);
- marche di identificazione C-FHGH, occorso in Canada il 13.8.2004 (1 morto, unico occupante);
- marche di identificazione N-225G, occorso negli USA il 24.3.2005 (illesi i due occupanti);

- marche di identificazione G-CBPT, occorso in Gran Bretagna il 26.8.2005 (illesi i due occupanti, pilota e passeggero);
- marche di identificazione F-GUPC, occorso in Francia il 7.6.2006 (illesi i due occupanti, pilota allievo ed istruttore);
- marche di identificazione VH-HCN, occorso in Australia il 25.9.2007 (1 morto, unico occupante).

L'analisi dei relativi report investigativi indica che le cinghie di trasmissione *V-belt* possono arrivare a deteriorarsi per una serie di differenti ragioni, quasi sempre riscontrati a carico di cinghie relativamente nuove con meno di 50 ore e, nella maggior parte dei casi, con meno di 20 ore di funzionamento.

Anche in Italia, nel 2007, si era verificato un evento, senza conseguenze, in occasione del quale si era rotta la cinghia anteriore, che aveva scavalcato la puleggia in direzione anteriore; l'altra cinghia, invece, si era spostata dalla propria sede di una gola in direzione anteriore. La segnalazione inconveniente emessa in proposito dal centro di manutenzione interessato specificava che le cinghie in questione provenivano dal lotto 307 e che, al momento dell'evento, avevano accumulato 5h 29' di volo. Sono stati poi individuati altri casi in cui si sono registrate problematiche alle citate cinghie.

CAPITOLO II

ANALISI

2. GENERALITÀ

Di seguito vengono analizzati gli elementi oggettivi acquisiti nel corso dell'inchiesta, descritti nel capitolo precedente.

L'obiettivo dell'analisi consiste nello stabilire un nesso logico tra le evidenze acquisite e le conclusioni.

2.1. FATTORE AMBIENTALE

Il giorno dell'incidente le condizioni meteorologiche erano caratterizzate da buona visibilità e vento in regime di leggera brezza, ideali per l'effettuazione del volo. Esse non hanno rappresentato un elemento di criticità per l'evento.

2.2. FATTORE TECNICO

Tutti i dati raccolti nel corso dell'investigazione relativamente alla distribuzione dei rottami sono in accordo con gli elementi testimoniali raccolti e descrivono un quadro delle fasi immediatamente precedenti all'impatto in acqua coerente con un evento improvviso, che ha portato, a partire dalla condizione di volo rettilineo a circa 500 piedi, alla perdita di controllo dell'elicottero e alla sua caduta in picchiata, fino ad impattare la superficie del lago con il rotore principale fermo o in rotazione a bassa velocità.

Le evidenze acquisite indicano chiaramente l'avvenuta interferenza fra il rotore principale e la trave di coda: il ritrovamento in un raggio estremamente circoscritto di tutti i frammenti strutturali separatisi in volo porterebbe a ritenere che tale evento sia occorso nelle ultime fasi, prima dell'ingresso in acqua.

Sulla base del ritrovamento di uno spezzone di una delle due cinghie di collegamento della trasmissione avvenuto circa 80 m prima del relitto, verrebbe invece da ritenere che la separazione di tale particolare possa effettivamente essere avvenuta prima del suddetto taglio della trave di coda operata da una pala del rotore principale.

L'elicottero R22, per le sue caratteristiche costruttive, può andare incontro a fenomeni di "stallo al rotore principale" o di "*mast bumping*" al verificarsi di specifiche condizioni di volo, ben chiarite e documentate all'interno del POH.

Sia le condizioni meteorologiche in atto sia le operazioni di volo riferite dai testimoni oculari porterebbero ad escludere che, nel caso in esame, si siano verificate circostanze tali da indurre i citati fenomeni, a meno di ipotizzare un'azione sui comandi di volo tanto anomala da assumere un carattere di quasi "involontarietà".

Lo stesso POH è anche chiaro nell'indicare i rischi associati ad un'avaria della trasmissione e nello stabilire le relative procedure d'emergenza da mettere in atto.

Nella circostanza, il ritrovamento di due spezzoni della cinghia *V belt* anteriore rotti a trazione e i dati dimensionali al di fuori dei valori di riferimento rilevati per la cinghia posteriore trovata scarrucolata sono compatibili con uno scenario per il quale l'incidente possa essere stato generato da questo tipo di avaria.

I precedenti esaminati nel corso dell'investigazione illustrano come già in numerose circostanze si siano manifestate problematiche alle cinghie *V-belt*, dove, in assenza di reazioni corrette e immediate, si siano innescate sequenze di eventi molto simili a quanto osservato nel caso in esame.

Da notare che la relazione (n. A04P0314) emessa dal TSB Canada a seguito dell'incidente occorso all'elicottero con marche C-FHGH precisa quanto segue: «any changes to belt length would increase the risk of the belts coming off the sheaves and disconnecting the engine from the rotor system.».

Una precedente avaria, occorsa in Italia e conclusasi senza conseguenze, aveva riguardato cinghie provenienti dal medesimo lotto di quelle installate a bordo dell'I-ANSO.

L'aeromobile, che al momento dell'incidente aveva accumulato solo 172h di volo, era stato regolarmente sottoposto alle operazioni di manutenzione programmate, sebbene nel corso dell'ultima ispezione 100h, effettuata in data 31 maggio 2009, quando l'elicottero aveva totalizzato 148h di volo, non risulterebbe essere stato eseguito il previsto controllo della "puleggia inferiore".

2.3. FATTORE UMANO

Il pilota, titolare di PPL(H) e con la visita medica in corso di validità, era in possesso dei requisiti per l'effettuazione del volo, sebbene, al momento dell'incidente, avesse maturato una ridotta esperienza di volo nel settore dell'ala rotante.

Il ritrovamento sul relitto del collettivo nella posizione "tutto in alto" e del pedale destro in quella di "tutto dentro" starebbero ad indicare che il pilota abbia avuto contezza

dell'evoluzione finale dell'evento e abbia operato sui comandi in un tentativo disperato, ancorché inutile, di recupero dell'elicottero.

Non è invece dato sapere se, prima di allora, egli avesse messo in atto le procedure di emergenza prescritte per l'ingresso in autorotazione, né se le procedure stesse fossero tali, nel contesto in atto, da prevenire l'esito finale dell'incidente qualora applicate con la massima immediatezza, considerata la scarsa inerzia del sistema rotorico del Robinson R22.

2.4. DINAMICA DELL'INCIDENTE

L'incidente si è verificato per una improvvisa perdita di controllo dell'aeromobile, occorsa in fase di crociera, ad una quota di 500 piedi, a seguito della quale l'elicottero, assunto un assetto progressivamente più appruato, impattava sulla superficie del Lago di Garda, in prossimità della riva. In particolare, la rottura di una cinghia di trasmissione e la fuoriuscita dell'altra avrebbero contribuito all'aumento dei giri del motore e alla diminuzione di quelli del rotore. La diminuzione dei giri del rotore, a sua volta, avrebbe portato ad una flessione verso il basso delle pale del rotore principale, con conseguente impatto contro la coda e relativo tranciamento.

CAPITOLO III

CONCLUSIONI

3. GENERALITÀ

In questo capitolo sono riportati i fatti accertati nel corso dell'inchiesta e le cause dell'evento.

3.1. EVIDENZE

Il pilota, sebbene con una ridotta esperienza di pilotaggio di elicottero, era qualificato per effettuare il volo in questione.

Le condizioni meteorologiche erano idonee all'effettuazione del volo e non hanno rappresentato un elemento di criticità nella dinamica dell'evento.

I documenti dell'aeromobile erano in corso di validità.

Nel corso dell'ultima ispezione sull'I-ANSO non risulterebbe essere stato eseguito il previsto controllo della "puleggia inferiore".

Rispetto alla configurazione "doppio comando", a bordo dell'elicottero erano assenti la leva del collettivo sinistro e i pedali della medesima posizione, mentre era installata l'impugnatura del ciclico.

Durante il volo si producevano:

- la perdita della cinghia anteriore di trasmissione del moto, rottasi per sovraccarico a trazione, di cui uno spezzone veniva rinvenuto 80 m prima del luogo di caduta del relitto;
- lo scarrucolamento della cinghia posteriore, che risultava allungata rispetto ai valori di riferimento.

In volo, avveniva anche la separazione della parte terminale del tronco di coda per impatto di una pala del rotore principale in rotazione.

All'impatto con la superficie del lago, che avveniva con l'elicottero in assetto picchiato e inclinato a sinistra, il motore erogava potenza, mentre il rotore principale era fermo o in rotazione a basso numero di giri.

Sul relitto il *breaker* della *clutch* risultava inserito, il fusibile di stop della sovratensione dell'attuatore integro.

La posizione dei comandi di volo presentava il collettivo tutto in alto e la pedaliera tutta a destra.

In passato si erano già verificati dei casi di avarie alle cinghie di trasmissione *V-belt*.

3.2. CAUSE

L'incidente è stato determinato dalla perdita di controllo in volo dell'elicottero, a seguito di una avaria alle cinghie *V-belt* di trasmissione del moto. In particolare, esso sarebbe stato innescato dalla preliminare rottura della cinghia anteriore e dal successivo scarrucolamento di quella posteriore. La conseguente perdita di giri del rotore principale portava ad una flessione verso il basso delle pale del rotore principale, con conseguente impatto contro la coda e relativo tranciamento.

CAPITOLO IV

RACCOMANDAZIONI DI SICUREZZA

4. RACCOMANDAZIONI

Alla luce delle evidenze raccolte, l'ANSV, per il momento, non ritiene opportuno emanare raccomandazioni di sicurezza. Tuttavia, pur non disponendo di una casistica consolidata che consenta di effettuare una reale e completa *risk analysis*, sensibilizza sulla opportunità di valutare di dismettere, a fini cautelativi, le cinghie P/N A109-Rev. Y appartenenti al lotto n. 307.

ELENCO ALLEGATI

ALLEGATO “A”: esami di laboratorio effettuati dall’Aeronautica militare sulla rottura del bullone della cerniera di flappeggio della pala S/N 6373 e delle biellette di comando passo di entrambe le pale.

ALLEGATO “B”: relazione smontaggio motore.

ALLEGATO “C”: esami di laboratorio effettuati dall’Aeronautica militare sulle cinghie di trasmissione.

Nei documenti riprodotti in allegato è salvaguardato l’anonimato delle persone coinvolte nell’evento, in ossequio alle disposizioni dell’ordinamento vigente in materia di inchieste di sicurezza.

Relazione n° 09/248

Oggetto: Elicottero Robinson R22 I-ANSO.

Incivolo del 26.10.2009 presso Torri del Benaco (Verona).

1. Premessa

In seguito all'incivolo dell'elicottero in oggetto, il [] ha inviato presso il Reparto Scrivente n° 3 particolari metallici identificati come di seguito per verificare l'eventuale presenza di segni di rotture progressive.

- Asta comando passo della pala RP s/n 6363 (Figura 1);
- Asta comando passo della pala RP s/n 6373 (Figura 2);
- Bullone di collegamento della pala RP s/n 6373 (Figura 3).



Figura 1 – Asta comando passo della pala RP s/n 6363



Figura 2 – Asta comando passo della pala RP s/n 6373



Figura 3 – Bullone di collegamento della pala RP s/n 6373

2. Esami morfologici e macrofotografici

2.1 Asta comando passo della pala RP s/n 6363

Il particolare esaminato risulta rotto in due parti, nella zona in tratteggio rosso di Figura 1. Le due superfici di rottura sono state denominate "A" e "B" come in Figura 4.

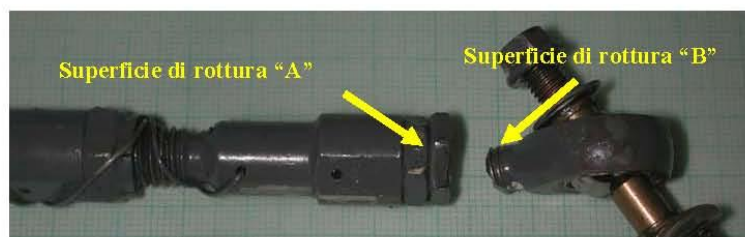


Figura 4 – dettaglio asta comando passo della pala RP s/n 6363

La superficie di rottura "A" (Figura 5) mostra una colorazione scura con granulometria grossolana. Sono visibili nelle zone evidenziate dai tratteggi di Figura 5 dei segni che attraversano il corpo cilindrico sempre nella stessa direzione, indipendentemente dalle distanze dal bordo o dal centro della superficie.

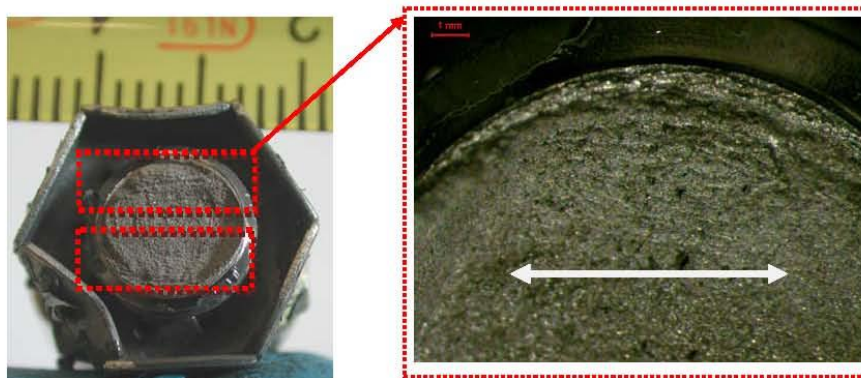


Figura 5 – Superficie di rottura "A" Figura 6 – Dettaglio della direzione dei segni

La superficie di rottura "B", evidenziata in Figura 7, risulta pressoché piana, con eccezione di una parte deformata e coperta per ribordatura del bordo (freccia in Figura 7).

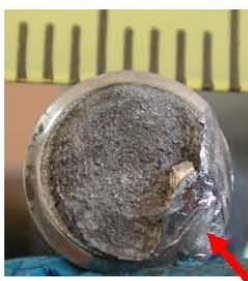


Figura 7 – Superficie di rottura "B"

2.2 Asta comando passo della pala RP s/n 6373

Il particolare in esame risulta rotto in due parti in corrispondenza del tratteggio rosso di Figura 2. Le due superfici di rottura sono state denominate "C" e "D" come in Figura 8.



Figura 8 – dettaglio asta comando passo della pala RP s/n 6373

La superficie di rottura "C" (Figura 9) mostra due zone con morfologia leggermente differente. La zona al di sotto della linea tratteggiata di Figura 9, infatti, appare di colorazione chiara, di aspetto planare e perpendicolare rispetto all'asse longitudinale del corpo cilindrico, a differenza della zona sovrastante la linea tratteggiata che invece è scura ed orientata su piani diversi, a crescente inclinazione.

La suddetta differenza di piani sembra compatibile con una direzione della propagazione della rottura che va dalla prima zona alla seconda, come da freccia in Figura 9.

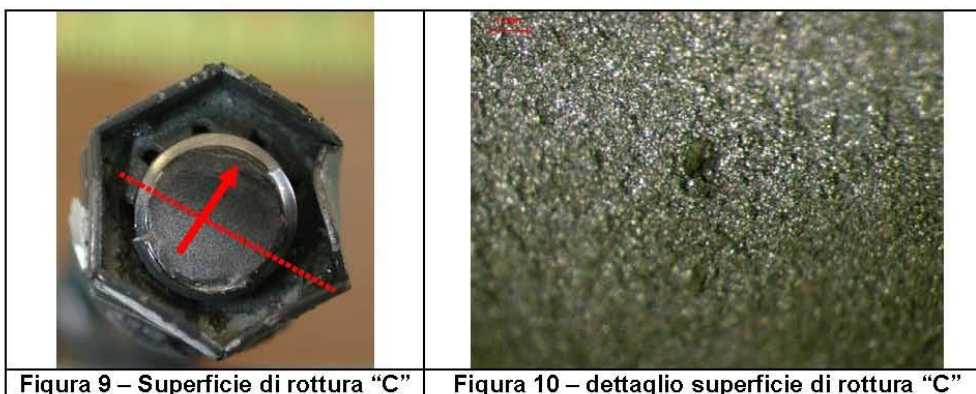


Figura 9 – Superficie di rottura "C"

Figura 10 – dettaglio superficie di rottura "C"

Sulla superficie di rottura "D" (Figura 11), specularmente alla superficie D per quanto riguarda la suddivisione in zone di planarità diversa, si evidenziano due zone con colorazioni differenti. Infatti, la zona alla destra della linea tratteggiata di Figura 11 appare più chiara di quella alla sinistra.

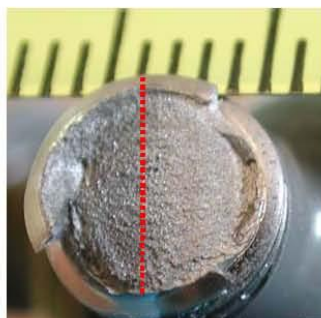


Figura 11 – Superficie di rottura "D"



Figura 12 – dettaglio superficie di rottura "D"

2.2 Bullone di collegamento della pala RP S/N 6373

Il particolare esaminato risulta rotto in corrispondenza del tratteggio di Figura 13 e la superficie di rottura è stata denominata "E".

Il particolare, inoltre, mostra nel corpo cilindrico una marcata deformazione plastica (indicata in Figura 13 con l'angolo "α") e degli evidenti segni di intaglio (freccie in Figura 13).



Figura 13 – Bullone di collegamento della pala RP s/n 6373

La superficie di rottura "E" (Figura 14) appare completamente lucida e priva di segni, compatibilmente con un processo di abrasione fine o istantaneo; si individuano inoltre diversi punti di corrosione.



Figura 14 – Superficie di rottura "E"

3. Esami microfrattografici

3.1 Asta comando passo della pala RP s/n 6363

L'osservazione morfologica della superficie di frattura "A" ha messo in evidenza, già a bassi ingrandimenti, marcati segni superficiali sia nei pressi del bordo, già individuati con l'esame macrofrattografico – tratti rossi, in Figura 15 che al corpo della superficie (tratti verdi in Figura 15).

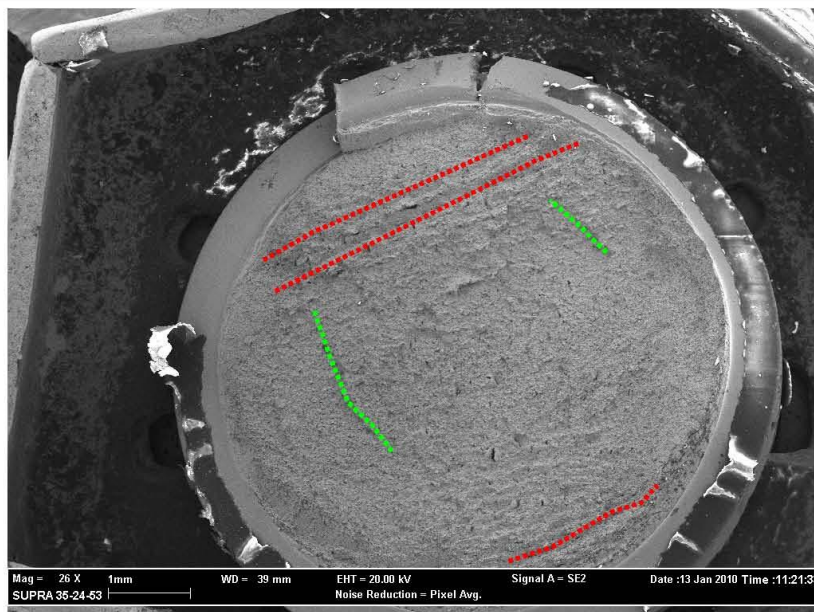


Figura 15 – Superficie di rottura “A”

Si evidenziano, inoltre, esaminando l'intera superficie frattografica, micropori orientati con direzioni variabili (Figura 16).

Sono state inoltre individuate delle zone compatibili con fenomeni di schiacciamenti e spalmature (Figura 17); queste sono casualmente distribuite sull'intera superficie.

Non si individuano i segni caratteristici riconducibili a linee di arresto di eventuali meccanismi di fatica.

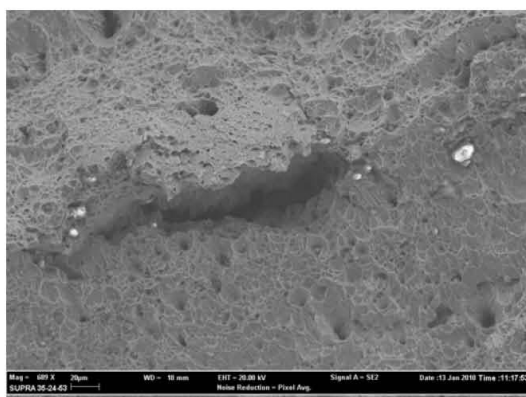


Figura 16 – Dimples orientate e incrociate superficie di rottura “A”

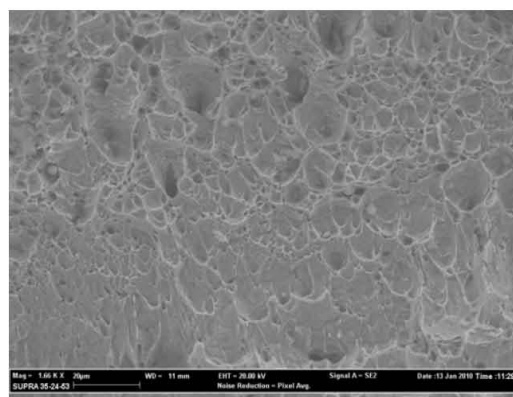


Figura 17 – Dimples orientate con schiacciamenti e spalmature superficie di rottura “A”

3.2 Asta comando passo della pala RP s/n 6373

La superficie di rottura "C" (Figura 18) mostra segni meno marcati rispetto alla superficie di rottura "A".

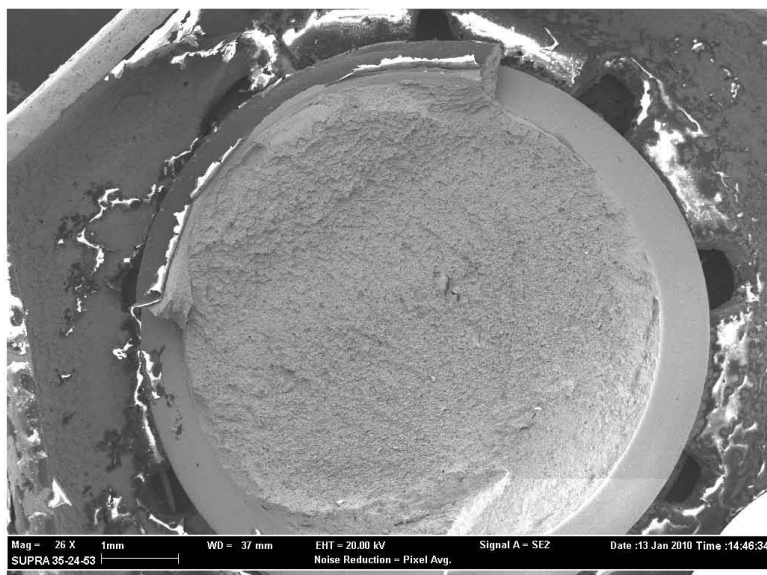


Figura 18 – Superficie di rottura "C"

Come osservato per la superficie di rottura "A" sono visibili anche per questa superficie micropori multi-orientati (Figura 19) e zone casualmente distribuite di schiacciamenti e spalmature (Figura 20).

Non si individuano i segni caratteristici riconducibili a linee di arresto di eventuali meccanismi di fatica.

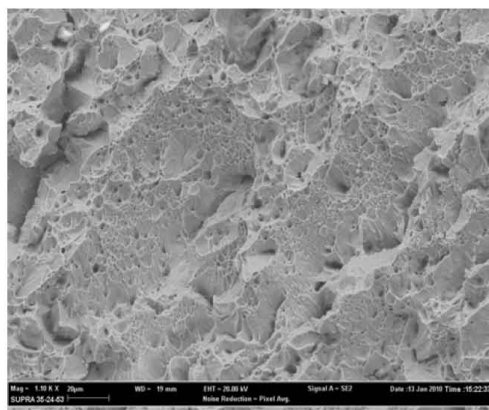


Figura 19 – Dimples orientate superficie di rottura "C"

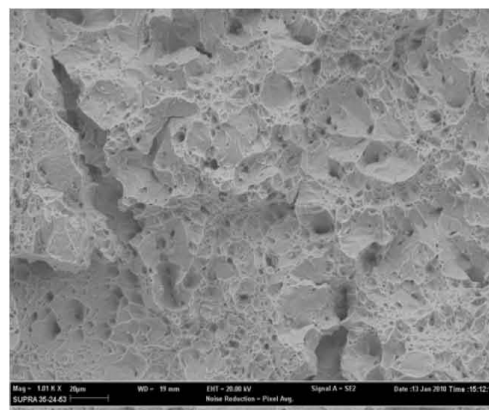


Figura 20 – Schiacciamenti e spalmature superficie di rottura "C"

4. Conclusioni

L'osservazione delle deformazioni plastiche e delle superfici di rottura dei reperti pervenuti è riconducibile ad un unico meccanismo di rottura per sovraccarico di tipo flessione - torsionale.

Non si individuano segni di propagazione di rottura progressiva né punti di inizio del processo di frattura preesistenti.

Il Relatore

Visto:

Il Program Manager

Il Capo Reparto

AIR SUPPORT INT'L**SERVIZIO TECNICO**

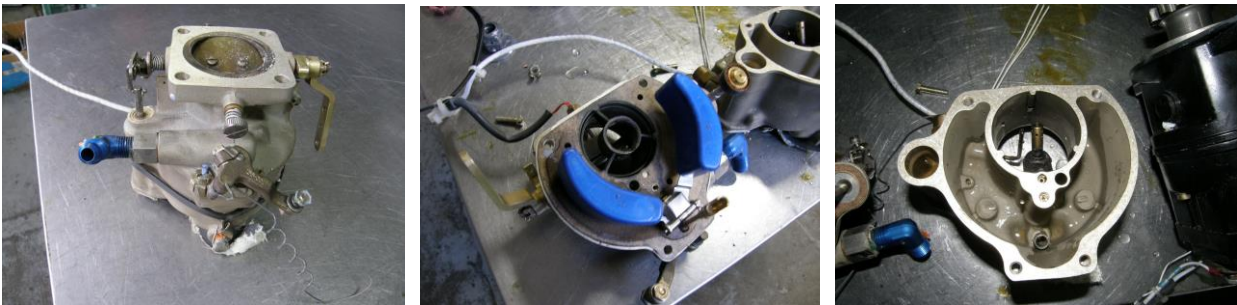
RELAZIONE SMONTAGGIO MOTORE LYCOMING O-360-J2A sn L40792-36A
 PROVENIENTE DALL'ELICOTTERO R22 MARCHE I-ANSO INCIDENTATO A TORRI DEL
 BENACO (VR) IL 26/10/2009.

In data 10/11 si è provveduto, presso la ns sede di Torino Aeritalia, allo smontaggio del motore in oggetto alla presenza del perito [omissis] e dell'investigatore dell'ANSV [omissis].

Dopo la rimozione dei sigilli si è proceduto allo smontaggio degli accessori e alla svestizione del motore.



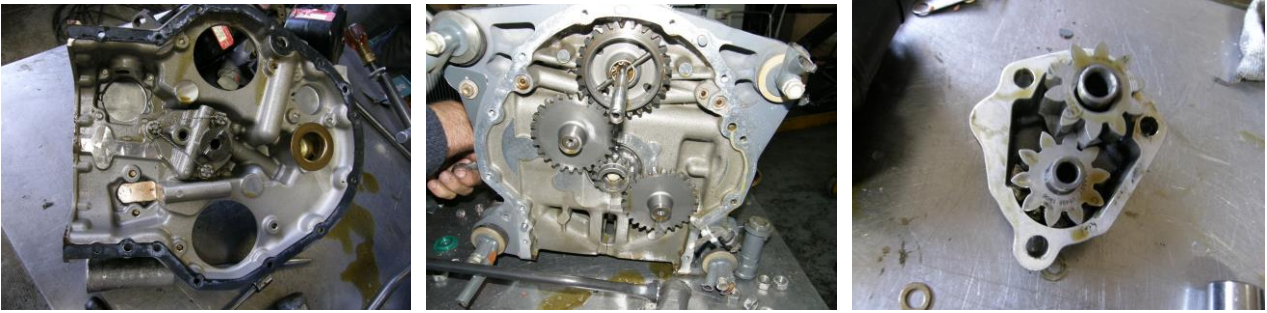
Il motore è stato smontato completamente e si sono analizzate sia le componenti meccaniche che gli accessori. Il motore presenta danni da urto, specialmente nella parte destra, sulle carenature del ventolone e sugli scarichi, ma gli accessori sono in posizione ed appaiono intatti. Nonostante la permanenza nell'acqua del lago, le tracce di corrosione sono minime.



Il carburatore è stato smontato completamente ed è apparso in buone condizioni, aggiornato con gli ultimi S.B. e sicuramente in grado di funzionare. Non si è trovata benzina nella vaschetta ma solo acqua (normale considerando che è caduto nel lago). La posizione della farfalla non è determinabile perché il comando è scollegato e la leva non è bloccata, la pompa di ripresa funziona ed il getto è pulito.

I due magneti sono intatti ed è stato possibile provarli al banco con esito soddisfacente; entrambi provocano scintille già a basso regime e sono perfettamente funzionanti.

La scatola accessori, la pompa olio ed i relativi ingranaggi di conduzione sono in buono stato senza striature o danni che possano indicare grippaggi o malfunzionamenti.

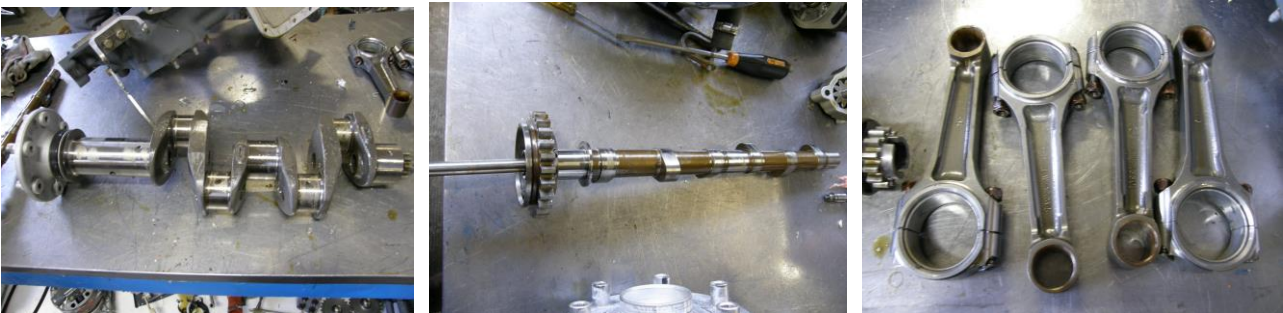


I cilindri sono in buone condizioni, le valvole e gli alzavalvole sono efficienti e, a parte una lieve corrosione dovuta alla permanenza nel lago, le canne ed i pistoni non presentano anomalie; tutte le parti meccaniche di comando appaiono funzionanti.



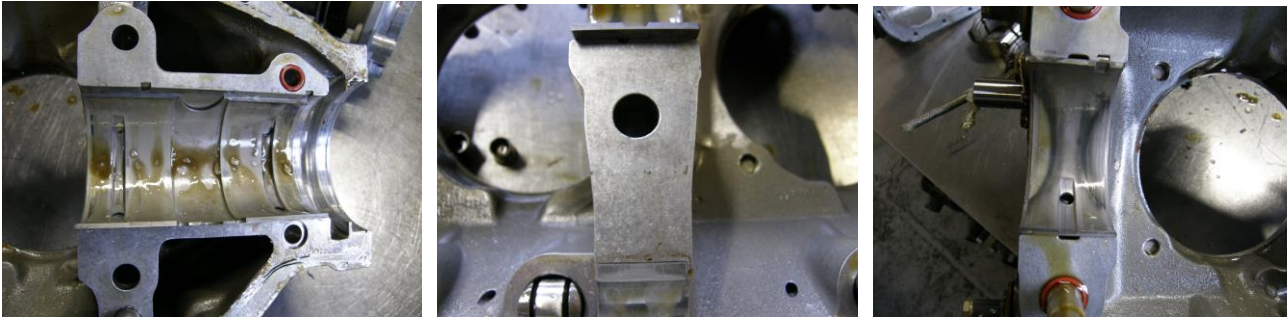
L'albero a camme, quello a gomiti e le bielle non hanno danni, segni di grippature o surriscaldamento e non presentano indizi di malfunzionamenti precedenti all'urto.

Gli scarsi segni di usura sono del tutto compatibili con le poche ore di funzionamento registrate.



Il basamento ed i cuscinetti di banco sono in ottime condizioni e non hanno alcun segno di cattivo funzionamento o di eventuali 'fuori giri', anche le superfici di contatto dei due semibasamenti non presentano danni e non presentano fenomeni di 'fretting' che possano far pensare a vibrazioni eccessive.

È stato anche aperto il filtro dell'olio per verificare la presenza di tracce metalliche, che sono risultate assenti, mentre è stata rinvenuta una quantità d'olio tale da escludere eventuali problemi dovuti a mancanza di lubrificante.



In sostanza, il motore è quasi nuovo, non presenta usure eccessive, appare meccanicamente in grado di funzionare, non ha danni precedenti all'urto ed ha un sistema di accensione tuttora efficiente, nonostante l'immersione nelle acque del lago. Pertanto, si ritiene che fosse in grado di erogare la potenza richiesta.

Inoltre, dall'analisi dei danni subiti dal ventolone di raffreddamento siamo giunti alla conclusione che il motore, al momento dell'impatto, girava ad una velocità sufficiente a danneggiare quattro delle pale e che l'urto è avvenuto ad un regime di potenza tale da ovalizzare i fori di fissaggio della ventola sull'albero motore.



Conclusione: dall'analisi del motore e dei danni subiti dal ventolone si può affermare che non solo il motore era in grado di erogare potenza, ma che al momento dell'impatto lo stava effettivamente facendo.

TORINO 13/11/09

(omissis)

Relazione n° 10/061

**Oggetto: Elicottero Robinson R22 I-ANSO
Incivolo del 26.10.2009 presso Torri del Benaco (Verona)
Analisi delle cinghie di trasmissione.**

1. Premessa

In esito agli elementi emersi dalla Relazione 09/248¹, il ha inviato presso il Reparto Scrivente, ulteriori reperti riferiti alle due cinghie dell'assieme trasmissione del moto al rotore di coda. Su tale particolare, rappresentato in figura 1 nello schema tratto dal manuale, una delle cinghie è stata rinvenuta integra ma scarrucolata dalle pulegge subito dopo il recupero del relitto dell'elicottero, come evidenziato dalla freccia nella foto in figura 2.

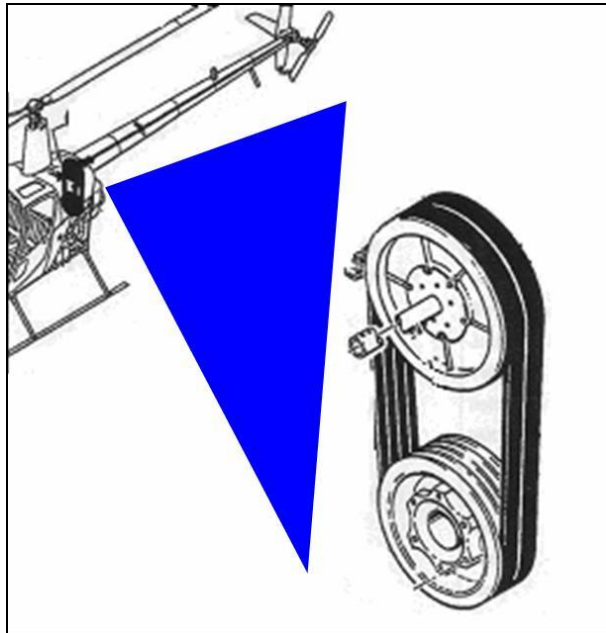


figura 1 – Cinghie e pulegge di trasmissione del moto al rotore di coda

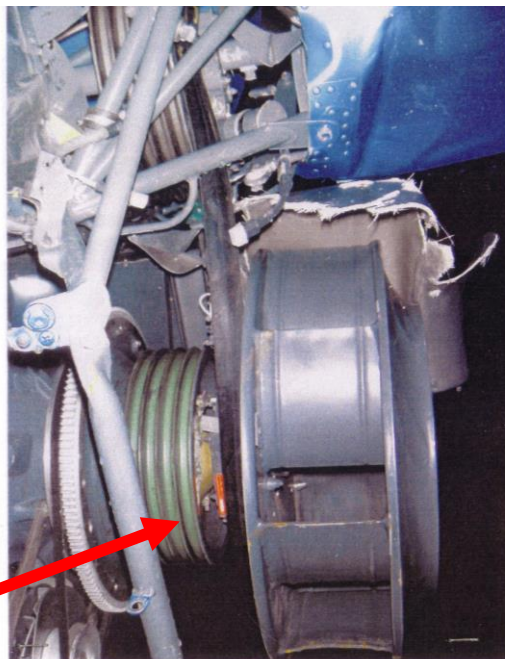


figura 2 – cinghia S/N 13350 rinvenuta sul relitto

¹ Rel. 09/248: indagini effettuate sulle aste comando passo e il bullone di collegamento della pala RP dell'elicottero in oggetto.

I reperti, inviati allo scopo di determinare le modalità e la causa delle rotture presenti e l'eventuale esistenza di difetti di costruzione, sono stati così identificati:

- n°2 spezzoni di cinghia (denominati A e B e raffigurati in figura 3) recuperati nei pressi del relitto dell'elicottero
- n°1 cinghia, denominata S/N 13350, pervenuta tagliata ma rinvenuta integra e scarrucolata dalle pulegge sul relitto dell'elicottero (figura 4);
- n°2 cinghie nuove, denominate S/N A-95 e B-95, inviate come riferimento (figura 5).



figura 3 – cinghie A e B

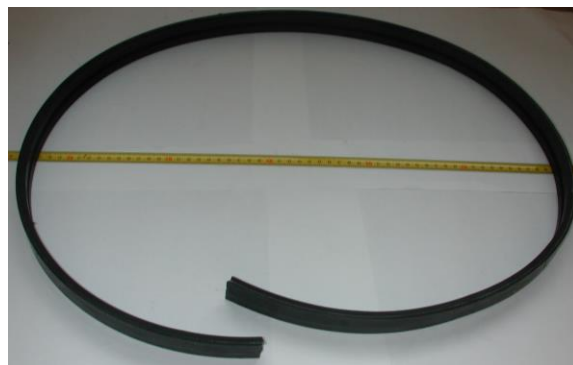


figura 4 – cinghia S/N 13350

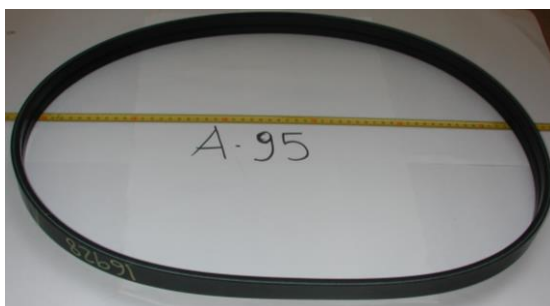


figura 5 – cinghie S/N A-95 e S/N B-95

2. Esami morfologici

2.1 Cinghia S/N 13350

La cinghia è stata rinvenuta sul reperto integra ma scarrucolata dalle pulegge. Successivamente la stessa è stata tagliata per permetterne il disassemblaggio e le successive analisi peritali.

Dall'osservazione della sezione (figura 6) è possibile rilevare la struttura interna della cinghia. Essa è composta da due binari di sezione trapezoidale, costituiti da una matrice elastomerica e da fibre di rinforzo longitudinali di colore azzurro; sulla superficie interna, cioè quella a contatto con la puleggia, vi sono due plies di tessuto di rinforzo, mentre sulla superficie esterna è presente un solo ply (figura 6).

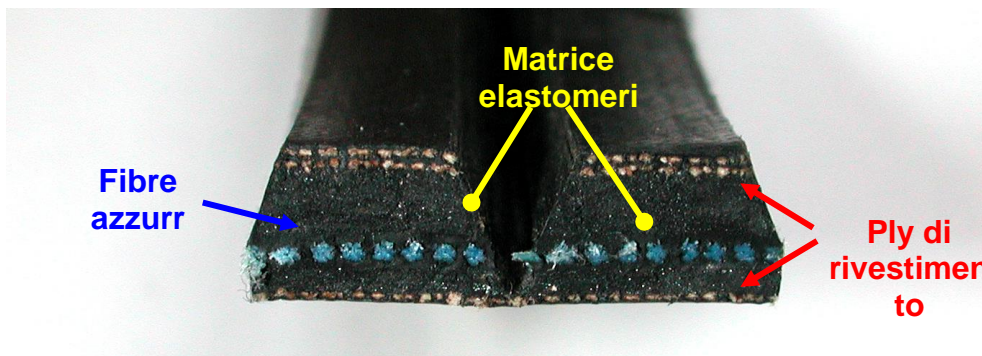


figura 6 – sezione cinghia S/N 13350

Tutta la superficie esterna è caratterizzata dalla presenza di segni d'usura (figura 7).



figura 7 – segni d'usura cinghia S/N 13350

In alcuni punti della cinghia si notano forti segni di attrito e abrasione (figura 8).



figura 8 – segni d'attrito cinghia S/N 13350

2.2 Spezzone A

Il frammento A si presenta di colorazione scura e omogenea ed ha una lunghezza di circa 48 cm pari a circa il 30% della lunghezza totale misurata sulle due cinghie nuove (figura 9).

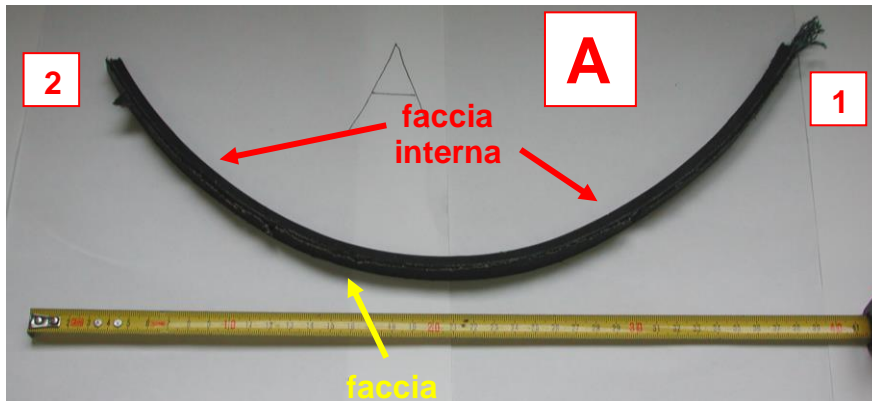


figura 9 – frammento A

La lamina di fibre di rinforzo che corre all'interno dello spezzone risulta fuoriuscito dall'estremo 1 di circa 3 cm (figura 10). Il secondo estremo risulta troncato molto più nettamente del primo e le fibre non sporgono in maniera significativa (figura 11).

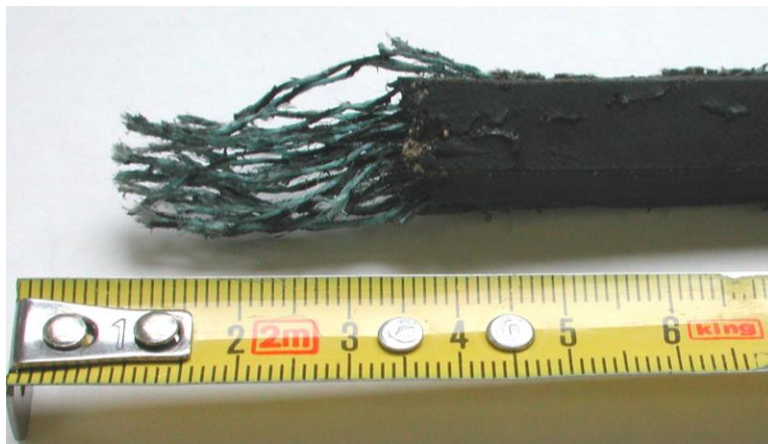


figura 10 – estremo 1 spezzone A



figura 11 – estremo 2 spezzone A

La spalla centrale del frammento è caratterizzata da una superficie di rottura a dente di sega, con due strappi evidenti in corrispondenza della tela esterna posizionati a circa 2,5 e 20 cm dall'estremo 1 (figura 12).

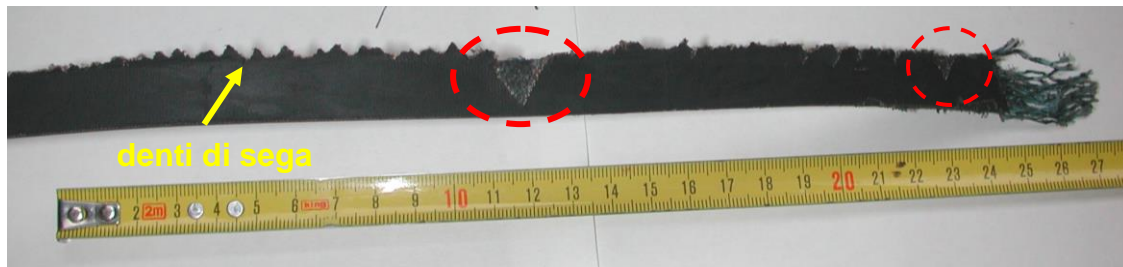


figura 12 – spalla centrale spezzone A

Sulla spalla centrale, inoltre, in una zona compresa tra 9 e 19 cm dall'estremo 2, sono presenti forti segni di attrito inclinati di circa $\pm 45^\circ$ rispetto all'asse principale del frammento (freccie gialle in figura 13) e delle crinature (freccie rosse in figura 13) associabili a delaminazioni che appaiono giacenti su di un piano parallelo al lato esterno della cinghia. Tali delaminazioni sono visibili anche sulla spalla laterale (figura 14).

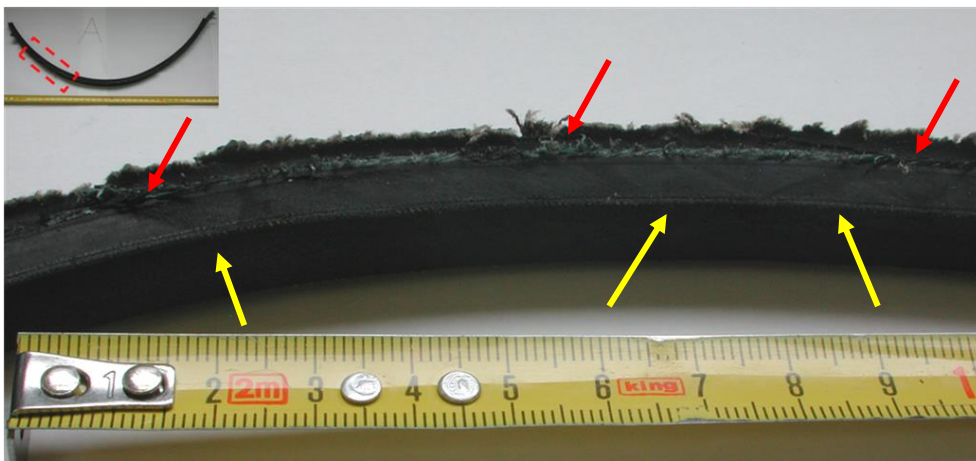


figura 13 – segni d'attrito e crinature spalla centrale spezzone A



figura 14 – delaminazioni laterali spezzone A

2.3 Spezzone B

Il frammento B ha una lunghezza di circa 68 cm pari a circa il 45% della lunghezza totale e si presenta analogamente al precedente di colorazione scura ed omogenea (figura 15).

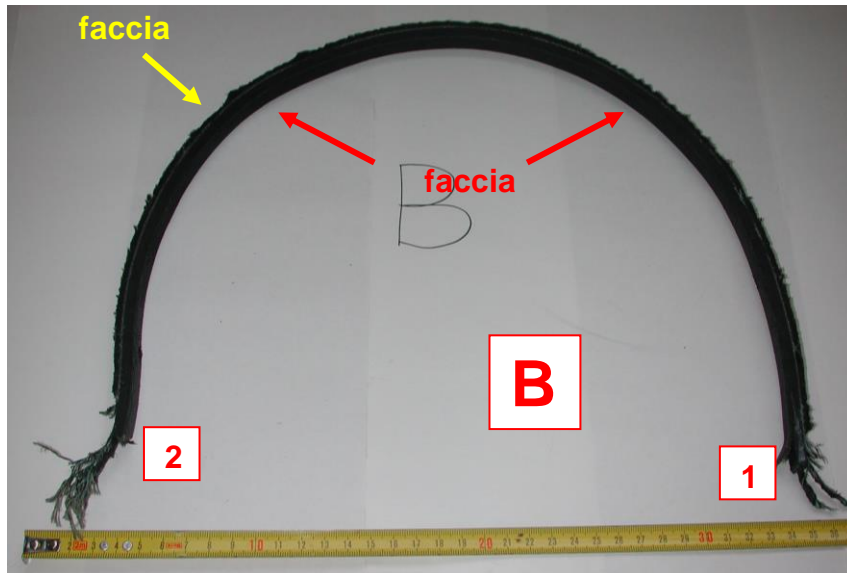


figura 15 – spezzone B

Sull'estremo 1 si nota uno scollamento della tela esterna profondo circa 1 cm (figura 16). Il *pull-out* massimo dell'estremo 1 è pari a 2,5 mentre quello dell'estremo 2 è pari a 6 cm (figura 17).

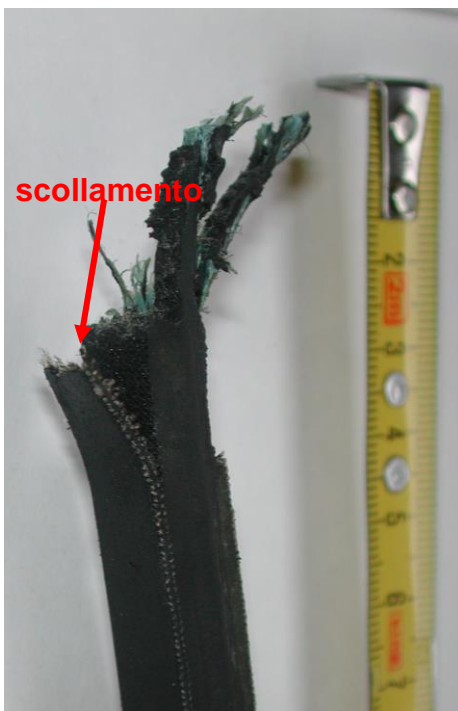


figura 16 – estremo 1 spezzone B



figura 17 – estremo 2 spezzone B

2.4 Confronto spezzoni A e B

Dal confronto dei due spezzoni è possibile notare che i due frammenti combaciano (figura 18) e che quindi appartenevano alla medesima cinghia.

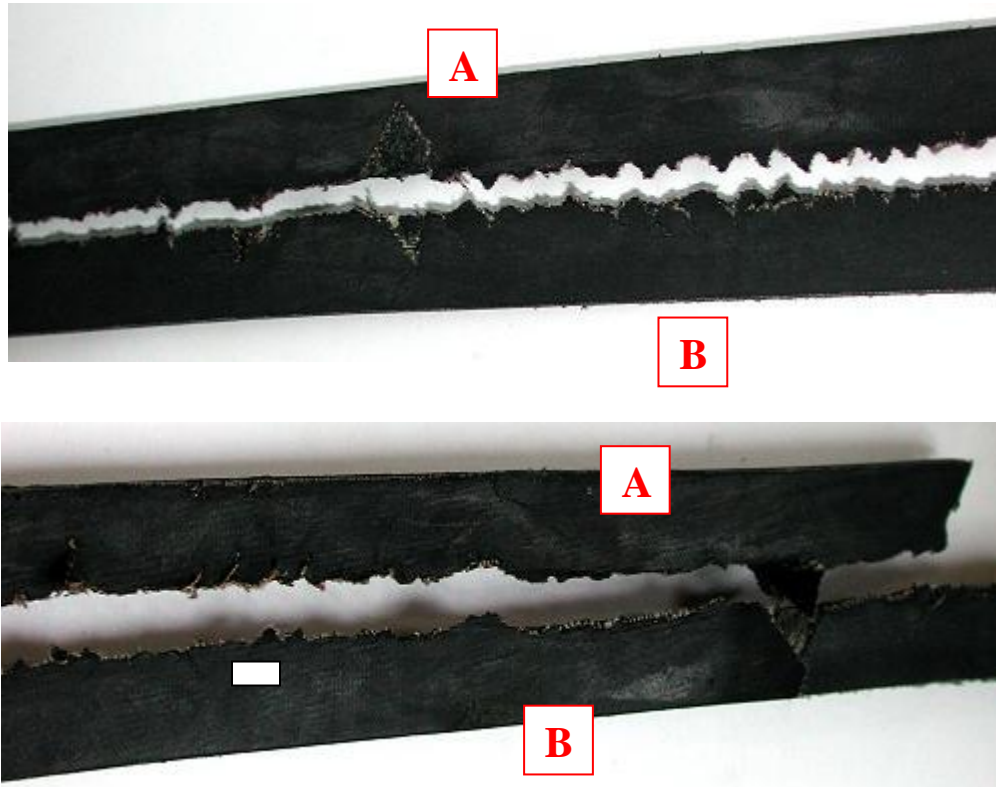


figura 18 – confronto spezzoni A e B

Dalle figure 17 e 18 non si evince soltanto la complementarità dei due spezzoni, ma anche il fatto che le fibre uscenti dagli estremi "1" dei frammenti A e B appaiono tagliate su di un piano (tratteggio blu in figura 19) inclinato di circa 60° rispetto all'asse (tratteggio rosso in figura 19) longitudinale dei frammenti.

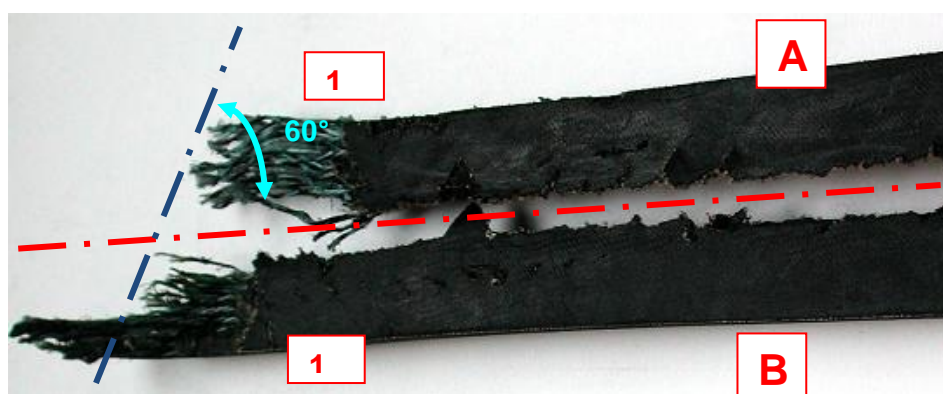


figura 19 – inclinazione rottura estremi 1 spezzoni A e B

3. Analisi dimensionale

Allo scopo di misurarne le dimensioni caratteristiche le cinghie nuove S/N A-95 e S/N B-95 sono state tagliate e confrontate con la cinghia S/N 13350 (figura 20).



figura 20 – misure dimensionali cinghie S/N A-95, B-95 e 13350

Le tre cinghie sono state quindi misurate in peso e confrontate in lunghezza, larghezza e spessore. In figura 21 è riportata una foto comparativa della lunghezza delle cinghie.



figura 21 – confronto dimensionale cinghie S/N A-95, B-95 e 13350

Le misure dell'area della sezione sono state effettuate approssimando la sezione trasversale della cinghia a due trapezi isosceli (figura 22).

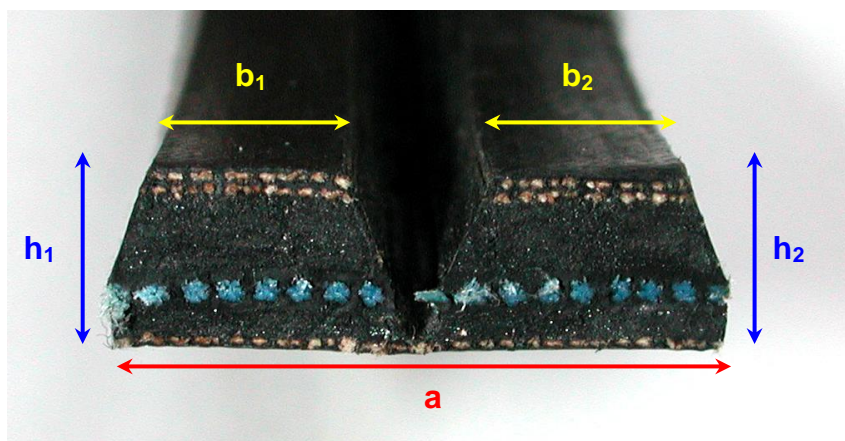


figura 22 – parametri dimensionali sezione cinghia

Nella tabella 1 sono riportati i dati di comparazione tra le cinghie. La riga denominata Δ rappresenta la differenza tra la riga A95-B95 e la riga 13350. Quella successiva ($\Delta\%$) lo scarto percentuale.

S/N	Peso [g]	L [mm]	a [mm]	h ₁ [mm]	h ₂ [mm]	b ₁ [mm]	b ₂ [mm]	Area [mm ²]	Volume [cm ³]	Densità [g/cm ³]
Media A95-B95	255	1531,0	28,85	8,85	8,81	9,54	9,53	211,61	323,98	0,7871
13350	239	1538,5	28,45	8,60	8,69	9,18	9,23	202,54	311,61	0,7670
Δ	- 16	7,5	- 0,40	- 0,25	- 0,12	- 0,36	- 0,30	- 9,07	- 12,37	- 0,02
$\Delta \%$	- 6,27	0,49	-1,40	- 2,82	- 1,36	- 3,82	- 3,18	- 4,29	- 3,82	- 2,55

Tabella 1 – analisi dimensionale

Dall'analisi dei dati risulta che la cinghia S/N 13350 è dello 0,5% più lunga e del 1,4% più stretta delle cinghie A-95 e B-95. Si riscontra inoltre una differenza negativa di densità (-2,5%) che corrisponde ad una differenza negativa in peso (-6,3%) maggiore di quella in volume (-3,8%).

3.1 Misure dimensionali dopo esposizione termica

Un campione della cinghia di riferimento S/N A-95 ed un campione della cinghia S/N 13350 sono stati posti in stufa alla temperatura di 100°C per 1.5 ore allo scopo di misurare eventuali variazioni dimensionali delle cinghie. I risultati della prova sono riassunti nella tabella 2. La prova riproduce le condizioni rilevate in un caso analogo² nel corso delle quali si riscontrò un accorciamento delle cinghie pari a circa 6,3 mm,

S/N	Lunghezza iniziale campione, mm	Lunghezza finale campione, mm	Δ	Δ (%)
A-95	270,5	267,0	- 3,5	1.3
13350	270,0	266,0	- 4,0	1.5

Tabella 2 – analisi dimensionale dopo esposizione termica

L'esposizione a temperatura dei campioni ha prodotto accorciamenti comparabili tra di loro e pari in media all'1,4%.

4. Termogravimetria TG/DTA

L'analisi termo-gravimetrica TG/DTA³ è stata effettuata al fine di determinare sia le percentuali di estraibili e volatili presenti nel materiale costituente le cinghie che la temperatura a cui essi vengo persi. I risultati dell'analisi sono riassunti in tabella 3.

² Transportation Safety Board of Canada, **Aviation Investigation Report A04P0314**, COLLISION WITH WATER ROBINSON R-22 BETA (HELICOPTER) C-FHGH, MCIVOR LAKE, BRITISH COLUMBIA – 13 August 2004.

³ metodo UNI 8698.

S/N	Estraibili e volatili [in peso]	Temperatura di perdita estraibili e volatili [°C]
A-95 e B-95	11.40 %	224.5
13350	7.40 %	237.4
Spezzoni A e B	7.35 %	237.2

Tabella 3 – analisi TG/DTA

Confrontando i valori ottenuti sia per la cinghia S/N13350 sia per gli spezzoni A e B con quelli ottenuti per le cinghie di riferimento A-95 e B-95, emergono le seguenti considerazioni relative alle cinghie che erano montate sull'elicottero in oggetto (S/N13350 e spezzoni A e B):

- il 3% in meno di sostanze estraibili e volatili; questa differenza può essere attribuita alla combinazione delle sollecitazioni meccaniche e termiche a cui sono state sottoposte le cinghie durante il loro esercizio; tale combinazione potrebbe aver provocato in esse la perdita di sostanze estraibili e volatili anche a temperature più basse di quelle riscontrate con la TG/DTA effettuata in laboratorio, in cui era presente solo l'effetto termico e non quello meccanico;
- la perdita di sostanze estraibili e volatili ad una temperatura circa 13°C superiore a quella riscontrata nelle cinghie A-95 e B-95. Questo fenomeno è conseguenza del fatto che gli estraibili e i volatili rimasti nelle cinghie montate sull'elicottero in oggetto, dopo la perdita di circa il 3% in peso (evidenziata alla precedente alinea e associabile alle condizioni di esercizio), sono quelli a natura più alto-bollente.

5. Calorimetria differenziale a scansione (DSC)

L'analisi DSC effettuata sia sugli spezzoni di cinghia A e B sia sulle cinghie nuove S/N A-95 e B-95, presenta il medesimo profilo termico. Per entrambi i campioni alla temperatura di circa 320°C è presente un picco esotermico che sviluppa circa la stessa quantità di calore (J/g) per le due tipologie di campione. Tale picco è compatibile con un fenomeno di vulcanizzazione/reticolazione residua.

6. Gascromatografia dei prodotti di pirolisi

L'esame è stato effettuato allo scopo di identificare eventuali differenze tra i materiali costituenti gli spezzoni A e B, la cinghia S/N 13350 e le due cinghie nuove S/N A-95 e B-95. L'esame, basato sull'esame gascromatografico dei prodotti di pirolisi, non ha evidenziato significative differenze.

7. Prova di trazione

La prova di trazione è stata effettuata su n° 4 campioni di cinghia S/N A-95 e n° 3 campioni di cinghia S/N 13350 della lunghezza di 200 mm ciascuno allo scopo di verificare eventuali differenze nel comportamento meccanico⁴.

Le curve di trazione ottenute da tali prove mostrano un andamento fragile (figura 23) con una forza a rottura alla traversa compresa tra 10.1-11 KN. Il comportamento fragile della cinghia è associabile al contributo delle fibre di rinforzo.

⁴ Dir. 77/541/CEE.

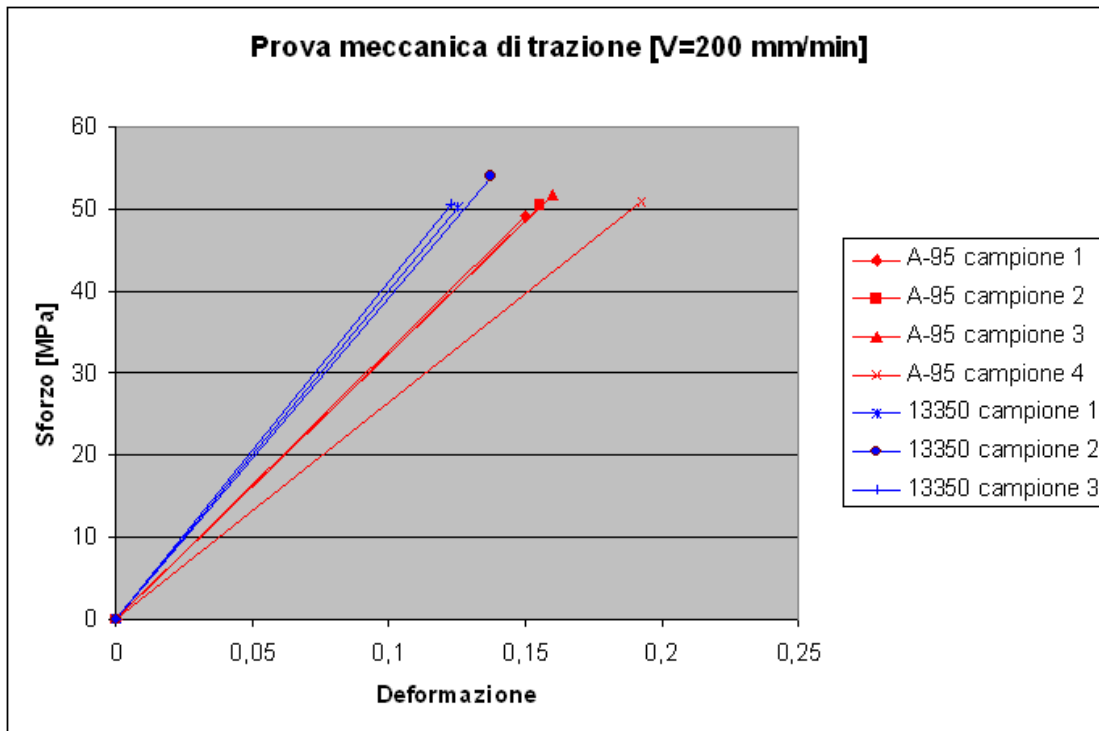


figura 23 – prove di trazione

Le curve sforzo-deformazione dedotte da tali prove forniscono un valore del modulo di Young che per la cinghia nuova A-95 è pari mediamente a $310,4 \pm 30,8$ MPa e per la cinghia S/N 13350 è pari a $402,6 \pm 10,5$ MPa. L'irrigidimento della cinghia S/N 13350 è compatibile con un incrudimento causato dalle sollecitazioni meccaniche subite dal componente durante l'esercizio. La morfologia delle rotture riscontrate sui campioni rotti con la prova di trazione (figura 24) mostra un *pull-out* delle fibre e una rottura longitudinale tra i due binari trapezoidali delle cinghie, risultando quindi comparabile con quanto osservato sugli spezzoni A e B.



figura 24 – morfologia rottura prova di trazione

8. Conclusioni

La morfologia delle rotture presenti sui due spezzoni di cinghia pervenuti è compatibile con un fenomeno di sovraccarico a trazione.

L'analisi comparata effettuata tra le cinghie appartenenti all'elicottero in oggetto e quelle nuove di riferimento non evidenzia anomalie dei materiali costituenti. Le differenze in termini di percentuale di estraibili/volatili e di proprietà meccaniche, infatti, sono riconducibili a fenomeni che si generano nel corso delle condizioni di esercizio previste.

Si evidenzia, invece, che la cinghia pervenuta tagliata ma rinvenuta integra e scarrucolata dalle pulegge sul relitto dell'elicottero (S/N 13350), mostra delle differenze dimensionali rispetto alle due cinghie nuove.